

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Ivan Turčinović

Zagreb, 2012.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKIRAD

Mentor:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Student:

Ivan Turčinović

Zagreb, 2012.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno i odgovorno uz stručnu pomoć mentora Prof. dr. sc. Ivice Smojvera, koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Ivan Turčinović

Zahvala

Na prvom mjestu htio bih se zahvaliti roditeljima na podršci i strpljenju tijekom svih godina studiranja. Također se zahvaljujem prijateljima i kolegama na moralnoj podršci i pomoći u rješavanju studijskih obaveza. Zahvaljujem se i svim profesorima na prenesenom znanju.

Posebno se moram zahvaliti mag. ing. aeronaut. Darku Ivančeviću na stručnoj pomoći u upotrebi programa Abaqus, kao i na savjetima u vezi izrade samog diplomskog rada.

Na kraju se zahvaljujem svojem mentoru Prof. dr. sc. Ivici Smojveru na stručnom vodstvu i zanimljivoj temi diplomskog rada.



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Ivan Turčinović**

Mat. br.: 0035133044

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza čvrstoće pojednostavljene kompozitne konstrukcije krila**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Stress Analysis of Simplified Composite Wing Structure**

Opis zadatka:

Izvršiti proračun čvrstoće krila lakog aviona prema dostupnoj literaturi. Konstrukciju izvesti kao kompozitnu, koja se sastoji od oplata, uzdužnica i ramenjača. Pri konstruiranju, koristiti ugljik/epoksi kompozite uobičajene u zrakoplovstvu. Osnovni proračun provesti analitičkim metodama pri čemu treba izvršiti odgovarajuća pojednostavljenja uzevši u obzir međutjecaj pojedinih konstruktivnih elemenata. Izvršiti usporedbu dobivenih rezultata s rezultatima dobivenim metodom konačnih elemenata, te prema potrebi izvršiti odgovarajuće korekcije analitičke metodologije.

Opterećenje definirati korištenjem dostupnih podataka iz literature ili korištenjem pojednostavljenih aerodinamičkih proračuna. U radu koristiti programe za računalno modeliranje, a numeričku analizu izvršiti korištenjem programa Abaqus. Proračun izvršiti kao materijalno linearan i geometrijski linearan (nelinearan, ukoliko je potrebno).

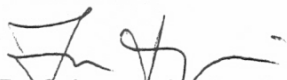
U radu navesti korištenu literaturu te eventualnu dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:
4. listopada 2012.

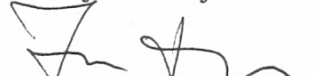
Rok predaje rada:
6. prosinca 2012.

Predviđeni datumi obrane:
12. – 14. prosinca 2012.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Ivica Smojver

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	II
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA	V
SAŽETAK.....	VII
1. UVOD	1
2. MODEL UKRUĆENE TANKOSTIJENE GREDE	2
2.1. Princip izvođenja analize.....	2
2.2. Izotropni materijali (Metoda 1)	3
2.3. Ortotropni materijali (Metoda 2)	5
2.3.1. Aksijalna krutost uzdužnice	6
2.3.2. Utjecaj oplata.....	7
2.3.3. Utjecaj ramenjače	8
2.4. Ortotropni materijali (Metoda 3)	8
3. MATERIJAL.....	10
4. GEOMETRIJA KRILA.....	12
4.1. Geometrijski model u SolidWorks-u	13
4.2. Model za numeričku analizu u Abaqus-u	13
4.2.1. Mreža konačnih elemenata i provjera konvergencije rješenja	17
5. OPTEREĆENJE.....	20
5.1. Opis programa XFLR5	20
6. ANALIZA	24
6.1. Analitičko rješenje	24
6.1.1. Metoda 1 (izotropan materijal).....	24
6.1.2. Metoda 2 (kompozitan materijal).....	29
6.1.3. Metoda 2 (izotropan materijal).....	33
6.1.4. Metoda 3 (kompozitan materijal).....	35
6.2. Numeričko rješenje.....	38
6.2.1. Aluminijsko krilo	39
6.2.2. Kompozitno krilo	41
6.3. Usporedba rezultata	43
6.3.1. Metoda 1 (aluminijeva legura)	43
6.3.2. Metoda 2 (kompozitno krilo)	46
6.3.3. Metoda 3 (kompozitno krilo)	49
7. ZAKLJUČAK	53
8. LITERATURA.....	55

POPIS SLIKA

Slika 2.1. Primjer ukrućenih konstrukcija [1]	2
Slika 2.2. Stvarni i idealizirani poprečni presjek krila [2]	2
Slika 2.3. Idealizacija panela [2]	3
Slika 2.4. Ojačana tankostijena greda [1].....	4
Slika 2.5. L-profil [1]	6
Slika 2.6. Raspodjela sila i momenata koji djeluju na L-profil [1]	7
Slika 2.7. Presjek ramenjače	8
Slika 2.8. Tanka pravokutna greda [1]	9
Slika 3.1. Raspodjela slojeva u kompozitu [1].....	11
Slika 4.1. Aeroprofil NACA 0014 (bezdimenzijski prikaz)	12
Slika 4.2. Geometrijski model krila u SolidWorks-u	13
Slika 4.3. Orijentacija slojeva na spoju ramenjače s oplatom	15
Slika 4.4. Model krila u Abaqus-u	16
Slika 4.5. Model krila bez oplata	16
Slika 4.6. Model krila – detalj	17
Slika 4.7. Rubni uvjeti.....	17
Slika 4.8. Konvergencija pomaka u ovisnosti o broju konačnih elemenata.....	18
Slika 4.9. Mreža konačnih elemenata.....	19
Slika 4.10. Mreža konačnih elemenata (bez oplata).....	19
Slika 5.1. Konvergencija koeficijenta uzgona u ovisnosti o broju panela po rasponu krila ..	22
Slika 5.2. Rezultati aerodinamičke analize krila u programu XFLR5	22
Slika 5.3. Raspodjela koeficijenta uzgona po rasponu	23
Slika 6.1. Idealizirani profil krila	24
Slika 6.2. Dijagram toka metode 1	25
Slika 6.3. Raspodjela sile uzgona po polukrilu	26
Slika 6.4. Linija progiba aluminijskog krila.....	27
Slika 6.5. Dijagram toka metode 2	29
Slika 6.6. Linija progiba kompozitnog krila (Metoda 2).....	32
Slika 6.7. Dijagram toka metode 3	35
Slika 6.8. Linija progiba za kompozitno krilo (Metoda 3).....	36
Slika 6.9. Prikaz raspodjele opterećenja (žute strelice).....	38
Slika 6.10. Prikaz raspodjele opterećenja - nacrt	38
Slika 6.11. Pomak krila u smjeru globalne osi Z [mm].....	39

Slika 6.12. Pomak ramenjače u smjeru globalne osi Z [mm].....	39
Slika 6.13. Raspodjela normalnih naprezanja u smjeru raspona krila[MPa]	40
Slika 6.14. Raspodjela normalnih naprezanja u smjeru raspona krila (detalj) [MPa].....	40
Slika 6.15. Pomak krila u smjeru globalne osi Z [mm].....	41
Slika 6.16. Pomak ramenjače u smjeru globalne osi Z [mm].....	41
Slika 6.17. Raspodjela normalnih naprezanja u smjeru raspona krila [MPa]	42
Slika 6.18. Raspodjela normalnih naprezanja u smjeru raspona krila (detalj) [MPa].....	42
Slika 6.19. Usporedba rezultata progiba	43
Slika 6.20. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (prednja ramenjača).....	44
Slika 6.21. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (stražnja ramenjača)	44
Slika 6.22. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (korijen krila)	45
Slika 6.23. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (2 m od korijena).....	45
Slika 6.24. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (4 m od korijena).....	46
Slika 6.25. Usporedba rezultata progiba	46
Slika 6.26. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (prednja ramenjača).....	47
Slika 6.27. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (stražnja ramenjača)	47
Slika 6.28. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (korijen krila)	48
Slika 6.29. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (2 m od korijena).....	48
Slika 6.30. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (4 m od korijena).....	49
Slika 6.31. Usporedba rezultata progiba	49
Slika 6.32. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (prednja ramenjača).....	50
Slika 6.33. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (stražnja ramenjača)	50
Slika 6.34. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (korijen krila)	51
Slika 6.35. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (2 m od korijena).....	51
Slika 6.36. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (4 m od korijena).....	52

POPIS TABLICA

Tablica 4.1.	Geometrijska svojstva krila	12
Tablica 4.2.	Debljina elemenata na krilu izrađenom od aluminijske legure	14
Tablica 4.3.	Orijentacija slojeva na kompozitnom krilu	15
Tablica 6.1.	Naprezanje u uzdužnicama (aluminij)	28
Tablica 6.2.	Mehanička svojstva kompozitnog materijala [1].....	30
Tablica 6.3.	Mehanička svojstva izotropnog materijala (Metoda 2)	33
Tablica 6.4.	Naprezanje u uzdužnicama (CFRP – Metoda 2)	34
Tablica 6.5.	Naprezanje u uzdužnicama (CFRP – Metoda 3)	37

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
A	m^2	Površina pojedine uzdužnice
\mathbf{A}	N/m	Matrica istezne krutosti
B	m^2	Koncentrirana površina
\mathbf{B}	N	Matrica spregnute krutosti
b	m	Raspon krila
b	m	Korak uzdužnica
C_L	-	Koeficijent uzgona
c	m	Duljina korijene tetive krila
\mathbf{D}	Nm	Matrica savojne krutosti
E	N/m^2	Modul elastičnosti
E_1	N/m^2	Modul elastičnosti kompozita u smjeru osi 1
E_2	N/m^2	Modul elastičnosti kompozita u smjeru osi 2
$E_{1,op}$	N/m^2	Modul elastičnosti kompozita u smjeru osi 1
\widehat{EA}	N	Vlačna krutost kompozitne grede
\widehat{EA}_m	N	Vlačna krutost m -te kompozitne uzdužnice
\widehat{EA}_r	N	Vlačna krutost uzdužnica na spoju ramenjača s oplatom
$\widehat{EA}_{i,uz}$	N	Vlačna krutost i -te uzdužnice
\widehat{EI}_{yy}	Nm^2	Savojna krutost krila oko osi y
$\widehat{EI}_{yy,op}$	Nm^2	Savojna krutost oplata oko osi y
$\widehat{EI}_{yy,uz}$	Nm^2	Savojna krutost uzdužnica oko osi y
\widehat{EI}_{zz}	Nm^2	Savojna krutost krila oko osi z
$\widehat{EI}_{zz,op}$	Nm^2	Savojna krutost oplata oko osi z
$\widehat{EI}_{zz,uz}$	Nm^2	Savojna krutost uzdužnica oko osi z
G_{12}	N/m^2	Modul smicanja kompozitnog materijala
h_0	m	Debljina jednog sloja
h	m	Debljina kompozita
I_{yy}	m^4	Moment tromosti presjeka krila oko osi y

Oznaka	Jedinica	Opis
I_{zz}	m^4	Moment tromosti presjeka krila oko osi z
M_y	Nm	Moment savijanja oko osi y
\hat{N}	N	Aksijalna sila
$\hat{N}_{x,m}$	N	Aksijalna sila u m -toj uzdužnici
\mathbf{Q}	N/m^2	Reducirana matrica krutosti
q_L	N/m	Raspodijeljeno opterećenje po krilu
S	m^2	Površina krila
\mathbf{T}_σ	-	Matrica transformacije tenzora naprezanja
\mathbf{T}_ϵ	-	Matrica transformacije tenzora deformacija
t_D	m	Debljina oplate
V	m/s	Brzina slobodne struje zraka
w	m	Progib grede u smjeru osi z
y_m	m	Položaj m -te uzdužnice u koordinatnom sustavu težišta
y_T	m	y – koordinata težišta presjeka krila
z_m	m	Položaj m -te uzdužnice u koordinatnom sustavu težišta
z_T	m	z – koordinata težišta presjeka krila
α	m/N	Matrica istezne podatljivosti kompozita
β	1/N	Matrica spregnute podatljivosti kompozita
δ	1/(Nm)	Matrica savojne podatljivosti kompozita
ϵ_x^0	-	Aksijalna deformacija srednje linije
ν	-	Poissonov koeficijent
ν_{12}	-	Poissonov koeficijent kompozitnog materijala
ρ	kg/m^3	Gustoća zraka
ρ_y	m	Radijus zakrivljenosti linije progiba oko osi y
ρ_z	m	Radijus zakrivljenosti linije progiba oko osi z
$\sigma_{i,x}$	N/m^2	Normalno naprezanje u smjeru osi x i -te uzdužnice

SAŽETAK

Predmet ovog diplomskog rada je razvoj analitičkih metoda za upotrebu u proračunu čvrstoće krila lakog aviona.

Prvo poglavlje je kratak uvod i opis zadatka.

U drugom poglavlju prikazane su teorijske osnove korištene u izradi tri različite analitičke metode.

Treće poglavlje opisuje način definiranja svojstava kompozitnog materijala na način na koji su korištena u analizi.

U četvrtom poglavlju opisan je geometrijski model korištenog krila, kao i njegova izrada u CAD/CAM programima, kao priprema za numeričku analizu.

Peto poglavlje bavi se definiranjem opterećenja krila i opisom programa XFLR5, koji je pri tome korišten.

U šestom poglavlju detaljno je opisan tijek svih analiza sa međurezultatima. Također je prikazana i usporedba analitičkih i numeričkih rezultata.

Na kraju je dan zaključak.

1. UVOD

Jedan od problema pri upotrebi numeričke analize za izračunavanje odziva konstrukcija je teško pronalaženje referentnih modela s kojim bi se dobiveni rezultati mogli usporediti. Posljedica može biti neopravdano povjerenje u točnost dobivenih rezultata. Tada se često može čuti opravdanje: „Računalo je izbacilo...“.

Jedno od rješenja je eksperimentalna provjera rezultata. U konceptualnom razvoju ona zbog cijene izrade modela često nije izvediva. Za svaku modifikaciju bilo bi potrebno raditi novi eksperimentalni model. Puno je jednostavnije napraviti analitički model koji može biti jednostavan ili složeniji, prema potrebi. U takvom modelu promjena geometrije, materijala i opterećenja jednostavnija je i od numeričkog modela, a rezultati se dobivaju jako brzo.

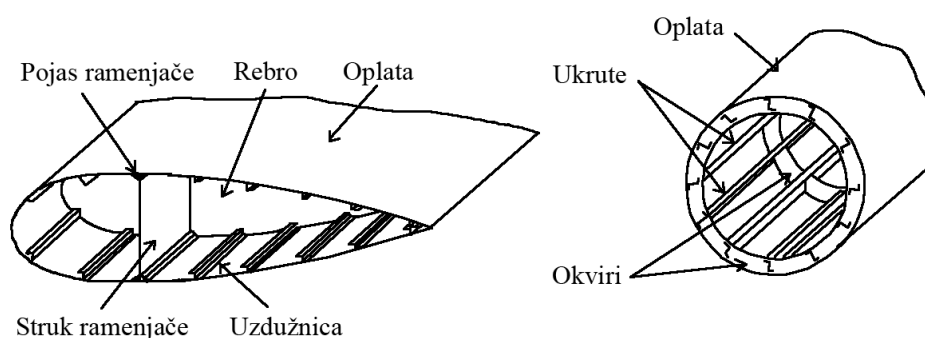
Zadatak ovog rada je razviti i provjeriti analitičku metodu kojom bi se mogao izvršiti proračun čvrstoće lakog aviona. Pri tome treba uzeti u obzir sve konstrukcijske elemente krila (uzdužnice, ramenjače, oplatu i rebra). Za materijal će se koristiti aluminijeva legura 2024, kao i ugljik/epoksi kompozit.

Krilo će biti opterećeno silom uzgona raspodijeljenom po njegovom rasponu. Pri određivanju sile uzgona koristit će se besplatan program XFLR5.

Rezultati analitičkog rješenja bit će uspoređeni sa numeričkom analizom izrađenom u programu Abaqus/CAE. Pri tome analiza će biti materijalno i geometrijski linearna.

2. MODEL UKRUĆENE TANKOSTIJENE GREDE

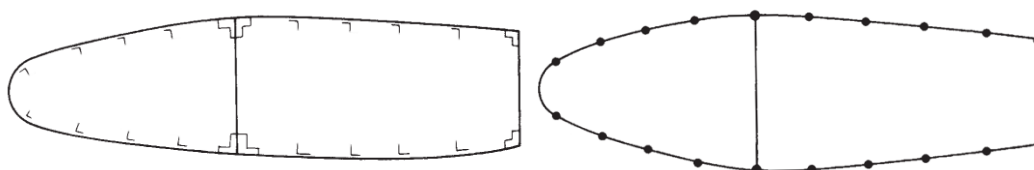
Tankostijene konstrukcije često su ojačane uzdužnicama i poprečnim okvirima. Najbolji primjer takvih ojačanih konstrukcija su krila i trup zrakoplova, Slika 2.1. U mnogim slučajevima takve konstrukcije mogu se promatrati kao ojačane tankostijene grede. U tom slučaju, radi pojednostavljenja analize, greda je idealizirana na način da su uzdužnice prikazane kao koncentrirane površine. Pretpostavljeno je da uzdužnice nose sva savojna opterećenja, a oplata između uzdužnica nosi smična opterećenja. [2]



Slika 2.1. Primjer ukrućenih konstrukcija [1]

2.1. Princip izvođenja analize

U presjeku krila, Slika 2.2, uzdužnice i strukovi ramenjača imaju male površine poprečnih presjeka u usporedbi sa čitavim presjekom. Zbog toga će promjene naprezanja, uslijed savijanja krila, u presjeku uzdužnice biti male. K tome, razlike u udaljenostima težišta presjeka i lokalno pridružene oplata od središnje osi presjeka krila također su jako male. Tako možemo pretpostaviti da je normalno naprezanje konstantno po presjeku uzdužnice. Iz toga proizlazi da možemo zamijeniti uzdužnice i strukove ramenjača koncentriranim površinama ili *boom*-ovima, u kojima je normalno naprezanje konstantno i koje se nalaze na srednjoj liniji oplata, Slika 2.2 [2].



Slika 2.2. Stvarni i idealizirani poprečni presjek krila [2]

Iako je navedeno da oplata nosi smična opterećenja, u stvarnosti ona nosi i normalna opterećenja. Zbog toga se opisana idealizacija može proširiti dodavanjem koncentriranim površinama *boom*-ova ekvivalentne površine oplata koje nose normalna naprezanja. Izračun tih ekvivalentnih površina ovisi o obliku raspodjele normalnih naprezanja u presjeku.

U postupku idealizacije presjeka uvedena su određena pojednostavljena, koja unose grešku u proračun. Budući da su za preliminarni proračun važnije brzina i jednostavnost, ta greška je prihvatljiva. Za veću točnost potrebno je napraviti kompleksniji model.

2.2. Izotropni materijali (Metoda 1)

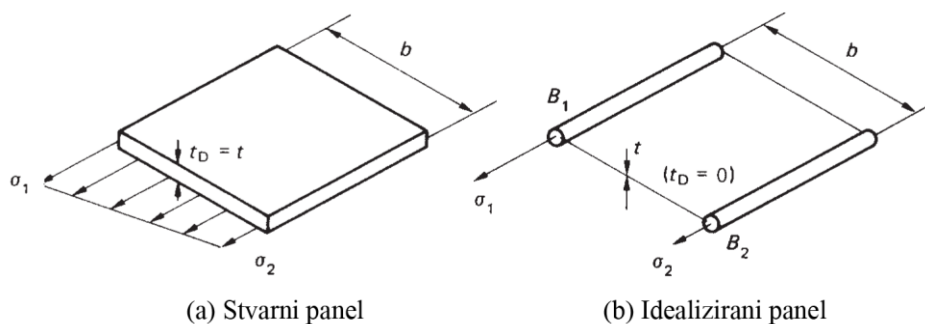
Za izotropne materijale koristi se metoda opisana u referenci [2]. Želimo idealizirati panel u kombinaciju uzdužnica koje nose normalna naprezanja i oplatu koja nosi posmična naprezanja, Slika 2.3. Na slici 2.3. (a) debljina oplata t_D koja nosi normalna naprezanja jednaka je stvarnoj debljini t , dok je na slici (b) $t_D = 0$. Pretpostavit ćemo da se raspodjela normalnog naprezanja u stvarnom panelu mijenja linearno od nepoznate vrijednosti σ_1 do nepoznate vrijednosti σ_2 . U tom slučaju analiza treba predvidjeti ekstremne vrijednosti naprezanja σ_1 i σ_2 , iako se raspodjela naprezanja više ne razmatra. Budući da je opterećenje uslijed kojeg se javlja normalno naprezanje u stvarnom i idealiziranom panelu jednako, možemo izjednačiti njihove momente da dobijemo izraze za ekvivalentne površine B_1 i B_2 :

$$\sigma_2 t_D \frac{b^2}{2} + \frac{1}{2}(\sigma_1 - \sigma_2)t_D b \frac{2}{3}b = \sigma_1 B_1 b. \quad (2.1)$$

Iz jednadžbe (2.1) proizlaze izrazi:

$$B_1 = \frac{t_D b}{6} \left(2 + \frac{\sigma_2}{\sigma_1} \right), \quad (2.2)$$

$$B_2 = \frac{t_D b}{6} \left(2 + \frac{\sigma_1}{\sigma_2} \right). \quad (2.3)$$



Slika 2.3. Idealizacija panela [2]

Konačna ekvivalentna površina i -tog *boom*-a jednaka je:

$$B_i = A_i + \frac{t_D b_i}{6} \left(2 + \frac{\sigma_{i+1}}{\sigma_i} \right) + \frac{t_D b_{i-1}}{6} \left(2 + \frac{\sigma_{i-1}}{\sigma_i} \right). \quad (2.4)$$

U gornjoj jednadžbi A_i je površina poprečnog presjeka i -te uzdužnice, a b_i udaljenost između dva *boom*-a, kao što se vidi na slici 2.3. Omjeri pretpostavljenih naprezanja σ_1 i σ_2 mogu se zamijeniti omjerom udaljenosti susjednih *boom*-ova od središnje osi presjeka. Iz toga slijedi da za aksijalno opterećenje vrijedi $\sigma_1/\sigma_2 = 1$ i $B_1 = B_2 = t_D b/2$, a za čisto savijanje $\sigma_1/\sigma_2 = -1$ i $B_1 = B_2 = t_D b/6$. Jasno je, dakle, da će za drugačija opterećenja biti potrebna drugačija idealizacija iste konstrukcije.

Položaj težišta presjeka računa se prema jednadžbama:

$$y_T = y_0 + \frac{\sum_{m=1}^M B_m (y_m - y_0)}{\sum_{m=1}^M B_m}, \quad (2.5)$$

$$z_T = z_0 + \frac{\sum_{m=1}^M B_m (z_m - z_0)}{\sum_{m=1}^M B_m}. \quad (2.6)$$

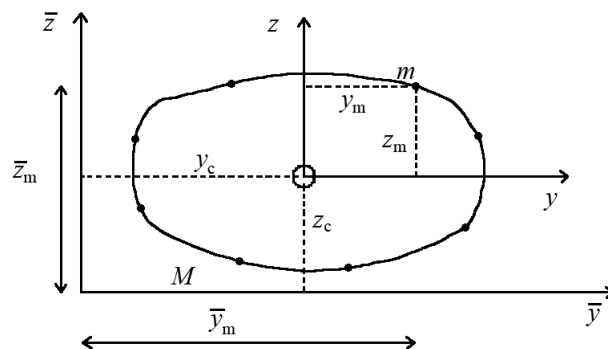
U jednadžbama (2.5) i (2.6) y_0 je najmanja vrijednost y koordinate presjeka segmenta, a z_0 najmanja vrijednost z koordinate presjeka. M se odnosi na broj *boom*-ova.

Pomoću koncentriranih površina izravno možemo izračunati momente tromosti u odnosu na osi koordinatnog sustava koji prolazi kroz težište presjeka, Slika 2.4.:

$$I_{yy} = \sum_{m=1}^M B_m (z_m - z_T)^2, \quad (2.7)$$

$$I_{zz} = \sum_{m=1}^M B_m (y_m - y_T)^2, \quad (2.8)$$

$$I_{yz} = \sum_{m=1}^M B_m (y_m - y_T)(z_m - z_T). \quad (2.9)$$



Slika 2.4. Ojačana tankostijena greda [1]

Savojne krutosti presjeka dobivaju se množenjem dobivenih momenata tromosti sa modulom elastičnosti materijala od kojeg je izrađeno krilo.

2.3. Ortotropni materijali (Metoda 2)

U prethodnom odjeljku bila je opisana metoda dobivanja savojnih krutosti ojačane tankostijene grede izrađene od izotropnih materijala. Ukoliko želimo analizirati gredu izrađenu od kompozitnih materijala, potrebno je tu metodu modificirati. To se može napraviti tako da se odvojeno računaju svojstva oplate i uzdužnica, te se na kraju rezultati zbroje. U tom slučaju iz prethodnog odjeljka trebat će nam samo ekvivalentna površina oplate, koja je jednaka:

$$B_i = \frac{t_D b_i}{6} \left(2 + \frac{\sigma_{i+1}}{\sigma_i} \right) + \frac{t_D b_{i-1}}{6} \left(2 + \frac{\sigma_{i-1}}{\sigma_i} \right). \quad (2.10)$$

Utjecaj uzdužnica računa se prema metodi opisanoj u referenci [1]. Aksijalna krutost grede predstavljena je jednadžbom

$$\widehat{EA} = \sum_{m=1}^M \widehat{EA}_m. \quad (2.11)$$

\widehat{EA}_m je aksijalna krutost m -te uzdužnice, a M je ukupan broj uzdužnica. Koordinate težišta su

$$y_c = \frac{\sum_{m=1}^M \bar{y}_m \widehat{EA}_m}{\widehat{EA}}, \quad (2.12)$$

$$z_c = \frac{\sum_{m=1}^M \bar{z}_m \widehat{EA}_m}{\widehat{EA}}. \quad (2.13)$$

\bar{y}_m i \bar{z}_m su koordinate m -te uzdužnice u proizvoljno odabranom koordinatnom sustavu $\bar{y} - \bar{z}$, Slika 2.4.

Savojne krutosti su

$$\widehat{EI}_{yy,uz} = \sum_{m=1}^M z_m^2 \widehat{EA}_m, \quad (2.14)$$

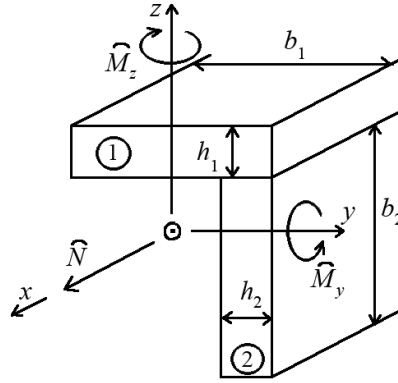
$$\widehat{EI}_{zz,uz} = \sum_{m=1}^M y_m^2 \widehat{EA}_m, \quad (2.15)$$

$$\widehat{EI}_{yz,uz} = \sum_{m=1}^M y_m z_m \widehat{EA}_m. \quad (2.16)$$

U gornjim jednadžbama y_m i z_m su koordinate m -te uzdužnice u koordinatnom sustavu kojem je ishodište u težištu.

2.3.1. Aksijalna krutost uzdužnice

Pretpostavljeno je da su uzdužnice na krilu definirane u obliku greda L-profila. Materijal greda je ortotropan, pri čemu je jedna od osi ortotropije paralelna sa uzdužnom osi grede. Na gredu djeluje uzdužna sila \hat{N} i momenti savijanja \hat{M}_y i \hat{M}_z , Slika 2.5..



Slika 2.5. L-profil [1]

Uzdužna krutost dobiva se uzimajući u obzir produljenje grede, pri čemu uzdužna os grede ostaje ravna. Uzdužna krutost grede računa se kroz četiri koraka.

Korak 1. Uzdužna os grede je produljena, a deformacija uzduž osi označava se sa ϵ_x^0 . U slučaju kada nema savijanja, uzdužno istezanje grede jednako je po čitavom presjeku:

$$\epsilon_{\xi 1}^0 = \epsilon_{\xi 2}^0 = \epsilon_x^0. \quad (2.17)$$

$\epsilon_{\xi 1}^0$ i $\epsilon_{\xi 2}^0$ su uzdužne deformacije referentnih ravnina pojaseva uzdužnice. Položaj referentnih ravnina može se odabrati proizvoljno.

Korak 2. Uzdužne sile $N_{\xi 1}, N_{\xi 2}$ i momenti savijanja $M_{\xi 1}$ i $M_{\xi 2}$, definirani po jedinici duljine, u uzdužnicama, Slika 2.6, mogu se izraziti kao funkcije deformacija $\epsilon_{\xi 1}^0$ i $\epsilon_{\xi 2}^0$:

$$N_{\xi 1} = \frac{(\delta_{11})_1}{(D)_1} \epsilon_{\xi 1}^0, \quad (2.18)$$

$$N_{\xi 2} = \frac{(\delta_{11})_2}{(D)_2} \epsilon_{\xi 2}^0, \quad (2.19)$$

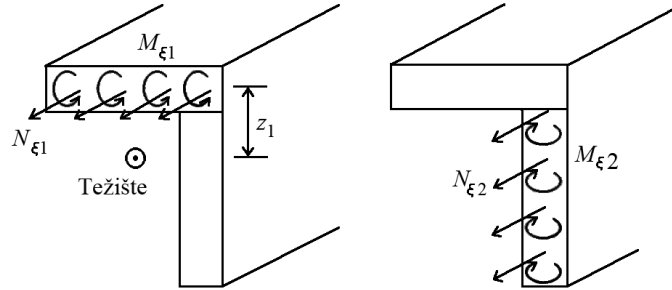
$$M_{\xi 1} = -\frac{(\beta_{11})_1}{(D)_1} \epsilon_{\xi 1}^0, \quad (2.20)$$

$$M_{\xi 2} = -\frac{(\beta_{11})_2}{(D)_2} \epsilon_{\xi 2}^0. \quad (2.21)$$

D je definiran kao

$$D = \alpha_{11}\delta_{11} - \beta_{11}^2. \quad (2.22)$$

U jednadžbi (2.22) α_{11} , β_{11} i δ_{11} su prvi članovi matrica podatljivosti α , β i δ određenih u lokalnim koordinatnim sustavima pojedinih pojaseva uzdužnice.



Slika 2.6. Raspodjela sila i momenata koji djeluju na L-profil [1]

Korak 3. Rezultantna aksijalna sila je

$$\hat{N} = b_1 N_{\xi 1} + b_2 N_{\xi 2}. \quad (2.22)$$

Članovi b_1 i b_2 u jednadžbi (2.22) prikazani su na slici 2.5.

Korak 4. Rješavanjem jednadžbi (2.17) – (2.22) dobivamo izraz za aksijalnu silu koja djeluje na gredu:

$$\hat{N} = \sum_{k=1}^2 \frac{b_k (\delta_{11})_k}{(D)_k} \epsilon_x^0. \quad (2.23)$$

Izraz pod sumom predstavlja uzdužnu krutost \widehat{EA} :

$$\widehat{EA} = \sum_{k=1}^2 \frac{b_k (\delta_{11})_k}{(D)_k}. \quad (2.24)$$

2.3.2. Utjecaj oplata

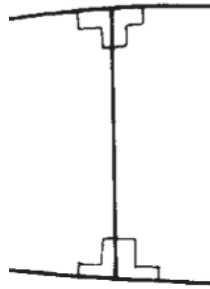
Momenti tromosti oplata računaju se prema jednadžbama (2.7) – (2.9). Pri tome treba voditi računa da se za koordinate težišta uzmu vrijednosti izračunate u jednadžbama (2.12) i (2.13). Savojne krutosti računamo množenjem momenata tromosti sa modulom elastičnosti kompozita u smjeru uzdužne osi grede.

$$\widehat{EI}_{yy,op} = E_x I_{yy}, \quad (2.25)$$

$$\widehat{EI}_{zz,op} = E_x I_{zz}. \quad (2.26)$$

2.3.3. Utjecaj ramenjače

Ramenjača je izvedena kao ravna ploča pričvršćena za oplatu pomoću četiri grede u obliku L-profila, Slika 2.7. Zbog toga se svojstva ramenjače uzimaju u obzir tako da se odvojeno računaju krutosti spoja i struka ramenjače pomoću već opisanih metoda.



Slika 2.7. Presjek ramenjače

2.4. Ortotropni materijali (Metoda 3)

Treći način određivanja svojstava ojačane grede je taj da se krutosti uzdužnica računaju na način prikazan u poglavlju 2.3, a oplata se zamijeni nizom tankih pravokutnih greda, koje se nalaze između dvije susjedne uzdužnice. Za početak, potrebno je odrediti koordinate težišta svake pojedine grede:

$$y_{i,op} = \frac{y_{i+1} + y_i}{2}, \quad (2.27)$$

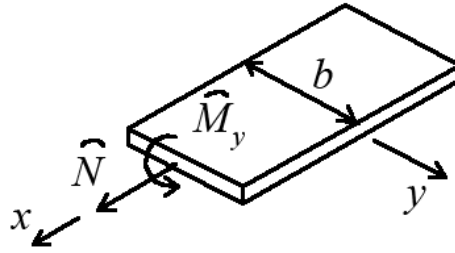
$$z_{i,op} = \frac{z_{i+1} + z_i}{2}. \quad (2.28)$$

U jednadžbama (2.27) i (2.28) $y_{i,op}$ i $z_{i,op}$ su koordinate težišta i -tog segmenta oplata, a y_i , y_{i+1} , z_i i z_{i+1} koordinate uzdužnica koje određuju njegove granice. Širina segmenta b , Slika 2.8, je:

$$b_{i,op} = \sqrt{(y_{i+1} - y_i)^2 + (z_{i+1} - z_i)^2}. \quad (2.29)$$

Aksijalna krutost tanke pravokutne grede je:

$$\widehat{EA}_{op} = \frac{b}{a_{11}}. \quad (2.30)$$



Slika 2.8. Tanka pravokutna greda [1]

Slijedi proračun za ojačanu tankostijenu gredu. Aksijalna krutost grede je:

$$\widehat{EA} = \sum_{m=1}^M \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N \widehat{EA}_{n,op}. \quad (2.31)$$

U gornjoj jednadžbi m se odnosi na m -tu uzdužnicu, a M na ukupan broj uzdužnica. Isto tako, n se odnosi na n -ti segment oplate, a N je ukupan broj segmenata.

Težište ojačane grede računa se prema:

$$y_c = \frac{\sum_{m=1}^M y_{m,uz} \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N y_{n,op} \widehat{EA}_{n,op}}{\widehat{EA}}, \quad (2.31)$$

$$z_c = \frac{\sum_{m=1}^M z_{m,uz} \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N z_{n,op} \widehat{EA}_{n,op}}{\widehat{EA}}. \quad (2.32)$$

Konačno, krutosti ojačane grede računaju se slično kao i u prethodnoj metodi:

$$\widehat{EI}_{yy} = \sum_{m=1}^M z_{m,uz}^2 \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N z_{n,op}^2 \widehat{EA}_{n,op}, \quad (2.33)$$

$$\widehat{EI}_{zz} = \sum_{m=1}^M y_{m,uz}^2 \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N y_{n,op}^2 \widehat{EA}_{n,op}, \quad (2.34)$$

$$\widehat{EI}_{yz} = \sum_{m=1}^M y_{m,uz} z_{m,uz} \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N y_{n,op} z_{n,op} \widehat{EA}_{n,op}. \quad (2.35)$$

Prednost ove metode je u tome što se i strukovi ramenjača mogu zamijeniti tankim pravokutnim gredama.

3. MATERIJAL

U ovom radu provodit će se analiza krila izrađenog od kompozitnog kao i izotropnog materijala (aluminijeve legure 2024). Za izotropan materijal postupak je relativno jednostavan. Potrebno je samo, ondje gdje je potrebno, uvrstiti modul elastičnosti materijala.

Za kompozitan materijal potrebno je na temelju mehaničkih svojstava jednog sloja i orijentacije pojedinih slojeva u kompozitu odrediti njegova svojstva. Prvenstveno će biti potrebne matrice podatljivosti α , β i δ .

Počinje se od definiranja materijala kao kompozita, te se računa reducirana matrica krutosti \mathbf{Q} :

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{D} & \frac{\nu_{12}E_2}{D} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{D} & \frac{E_2}{D} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}. \quad (3.1)$$

Član D jednak je:

$$D = 1 - \frac{E_2}{E_1} \nu_{12}^2. \quad (3.2)$$

Matrica krutosti za pojedine slojeve mora se transformirati s obzirom na njihovu orijentaciju. To se radi pomoću matrica transformacije dvodimenzionalnog naprezanja i istezanja:

$$\mathbf{T}_\sigma = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & 2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\theta \\ -\cos\theta \cdot \sin\theta & \cos\theta \cdot \sin\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}, \quad (3.3)$$

$$\mathbf{T}_\epsilon = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & \cos\theta \cdot \sin\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -\cos\theta \cdot \sin\theta \\ -2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\theta & 2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}. \quad (3.4)$$

θ je orijentacija sloja u odnosu na globalnu x -os. Transformirana matrica krutosti je:

$$\bar{\mathbf{Q}} = \mathbf{T}_\sigma^{-1} \mathbf{Q} \mathbf{T}_\epsilon. \quad (3.5)$$

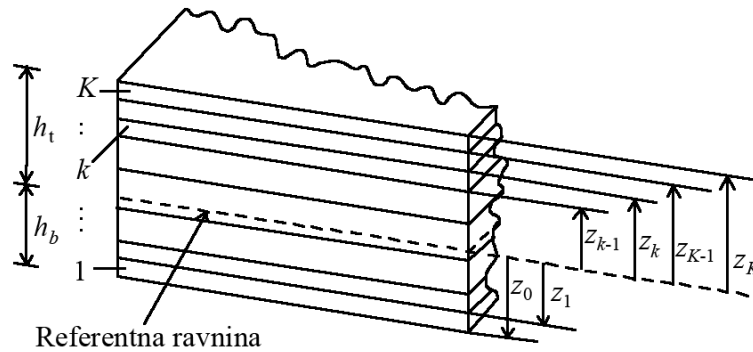
Matrice krutosti \mathbf{A} , \mathbf{B} i \mathbf{D} računaju se pomoću jednadžbi:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^K (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}), \quad (3.6)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^K (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2), \quad (3.7)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^K (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3). \quad (3.8)$$

U gornjim jednadžbama z_k je udaljenost k -tog sloja od referentne površine, Slika 3.1.



Slika 3.1. Raspodjela slojeva u kompozitu [1]

Matrice podatljivosti α , β i δ , koje su potrebne za određivanje krutosti uzdužnica računaju se invertiranjem matrica krutosti A , B i D :

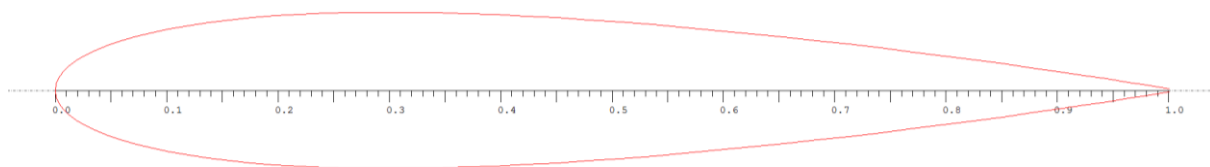
$$\begin{bmatrix} \alpha & \beta \\ \beta^T & \delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B^T & D \end{bmatrix}^{-1}. \quad (3.9)$$

4. GEOMETRIJA KRILA

U izradi ovog rada korišten je model jednostavnog, pravokutnog krila sa simetričnim aeroprofilom, Slika 4.1. Razlog tome je lakše uočavanje i uklanjanje eventualnih grešaka u analitičkom proračunu. Uz konstantan poprečni presjek po rasponu pretpostavljeno je nepostojanje odvojenih upravljačkih površina poput krilaca, pretkrilaca i zakrilaca. Također, iako rebra nemaju nikakav utjecaj na analitički model, jer ne doprinose savojnoj krutosti, ona su važna za očuvanje oblika presjeka krila pri opterećenju, kao i zbog torzijske krutosti krila, te su stoga uključena u numerički model. Krilo je konstrukcijski izvedeno sa dvije ramenjače. Geometrijska svojstva krila prikazana su u tablici 4.1.

Tablica 4.1. Geometrijska svojstva krila

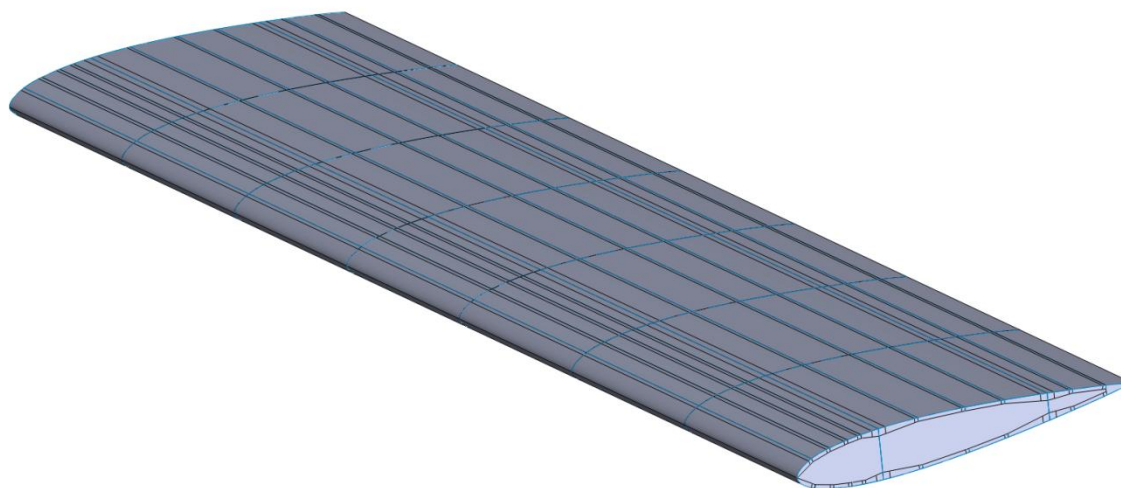
Aeroprofil	NACA 0014
Duljina tetive	1,5 m
Raspon krila	12 m
Površina krila	18 m ²
Vitkost krila	8
Suženje	1
Kut strijele	0°
Kut dihedrala	0°
Položaj prednje ramenjače	25 % tetive
Položaj stražnje ramenjače	75 % tetive



Slika 4.1. Aeroprofil NACA 0014 (bezdimenzijski prikaz)

4.1. Geometrijski model u SolidWorks-u

Geometrijski model krila za numeričku analizu izrađen je u programu SolidWorks 2012. Radi skraćivanja vremena izvođenja numeričke analize svi elementi modela izrađeni su dvodimenzionalnim geometrijskim elementima (površinama). Modelirano je 18 uzdužnica oblika L-profila. Dimenzije strukova su 15 mm. Na spojevima ramenjača sa oplatom nalaze se po dvije uzdužnice L-profila veličine strukova 30 mm. U model je uključeno 8 rebara međusobnog razmaka 857 mm. Model je pohranjen u .STEP formatu, koji se može koristiti za definiranje mreže konačnih elemenata u programu ABAQUS.



Slika 4.2. Geometrijski model krila u SolidWorks-u

4.2. Model za numeričku analizu u Abaqus-u

Za numeričku analizu korišten je program Abaqus/CAE 6.12-1. Napravljena su dva numerička modela, jedan za izotropni materijal i jedan za kompozitni. Na modelu za izotropni materijal dovoljno je geometrijskom modelu dodijeliti mehanička svojstva materijala i debljinu elemenata. Debljine pojedinih dijelova modela za izotropni model prikazane su u tablici 4.2.

Tablica 4.2. Debljina elemenata na krilu izrađenom od aluminijeve legure

Dio konstrukcije	Debljina elementa
Oplata	1 mm
Spoj oplata i uzdužnice	2 mm
Struk uzdužnice	1 mm
Spoj oplata i ramenjača	2 mm
Spoj ramenjača i spojnica s oplatom	3 mm
Ramenjače	1 mm
Rebra	1 mm

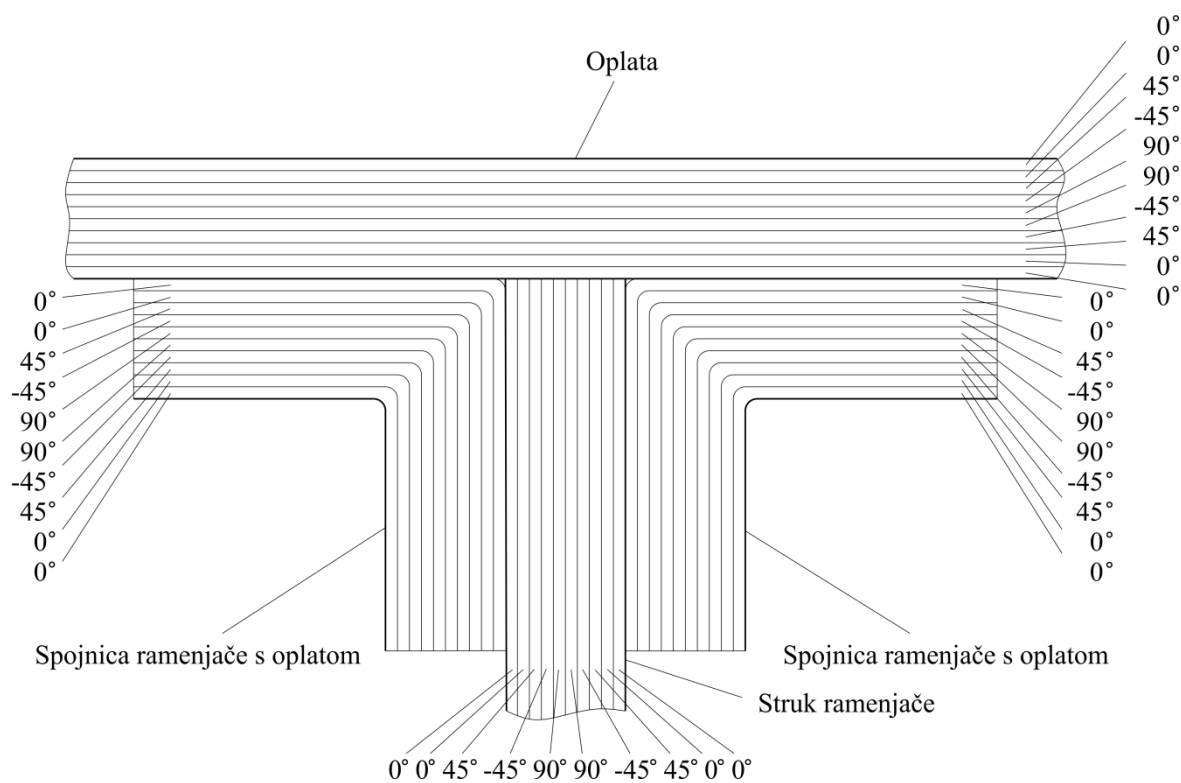
Za izradu numeričkog modela za kompozitno krilo potrebno je definirati orijentaciju i debljinu pojedinih slojeva za svaki konstrukcijski element.

U izradi rada otkrivena je greška u svim verzijama Abaqus-a. Pri definiranju orijentacije slojeva, potrebno je odrediti lokalne koordinatne sustave, pri čemu osi 1 i 2 leže u ravnini konačnog elementa, a os 3 je normala na njega. To se radi tako da se odabere referentni koordinatni sustav, koji Abaqus automatski rotira s obzirom na položaj elementa u prostoru. Problem se javlja ako se za taj referentni koordinatni sustav odabere globalni koordinatni sustav. Iako će u predprocesoru lokalni sustavi biti dobro vizualizirani, u pregledu rezultata vidi se da je analiza pogrešno provedena sa lokalnim koordinatnim sustavima proizvoljnih orijentacija.

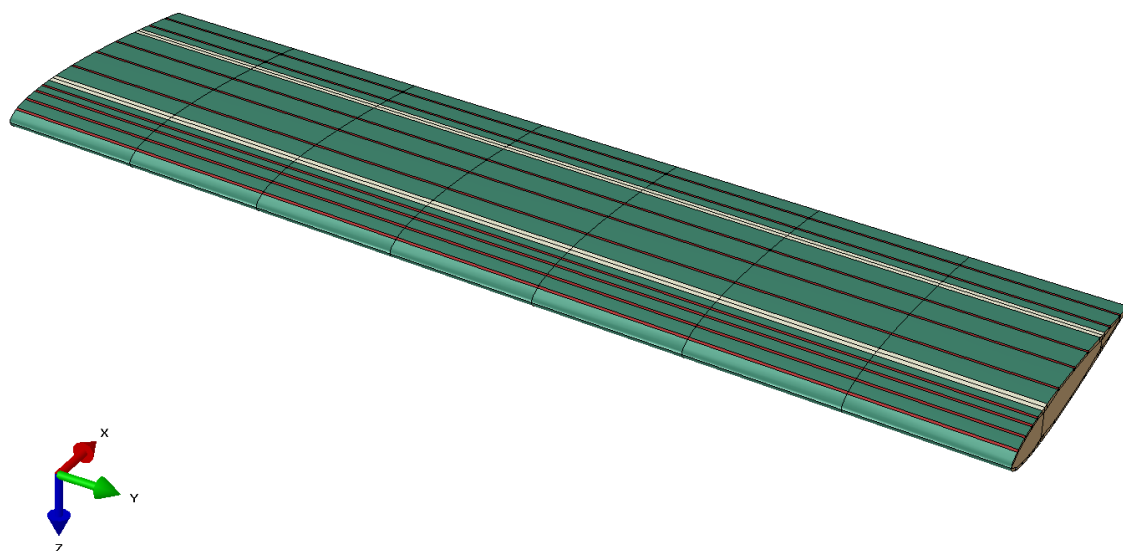
Rješenje problema je definiranje pomoćnog koordinatnog sustava, koji će se odabrati kao referentan pri definiciji orijentacije materijala. Za oplatu, uzdužnice i ramenjače taj koordinatni sustav je postavljen tako da je os x u smjeru globalne osi Y , os y je u smjeru $-X$, a os z u smjeru Z . Za rebra os x je usmjerena u smjeru osi X , os y u smjeru $-Z$, a os z u smjeru Y . Orijetacije pojedinih slojeva prikazane su u tablici 4.3.

Tablica 4.3. Orijentacija slojeva na kompozitnom krilu

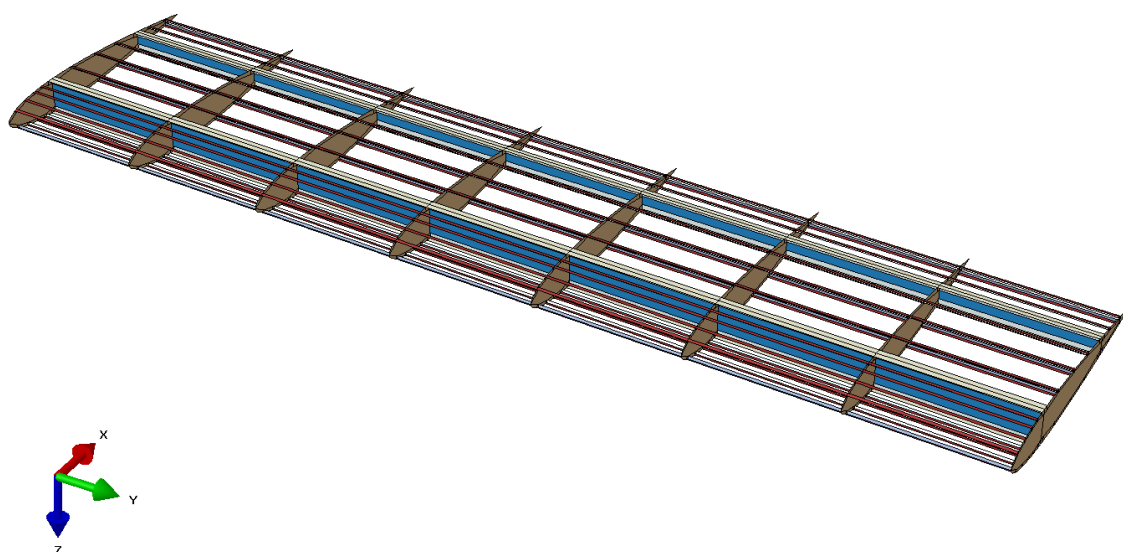
Dio konstrukcije	Orijentacija slojeva
Oplata (1 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_2$
Spoj oplata i uzdužnice (2 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_4/45/-45/90_2/-45/45/0_2$
Struk uzdužnice (1 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_2$
Spoj oplata i ramenjača (2 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_4/45/-45/90_2/-45/45/0_2$
Spoj ramenjača i spojnica s oplatom (3 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_4/45/-45/90_2/-45/45/0_4/45/-45/90_2/-45/45/0_2$
Ramenjače (1 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_2$
Rebra (1 mm)	$0_2/45/-45/90_2/-45/45/0_2$

**Slika 4.3. Orijentacija slojeva na spoju ramenjače s oplatom**

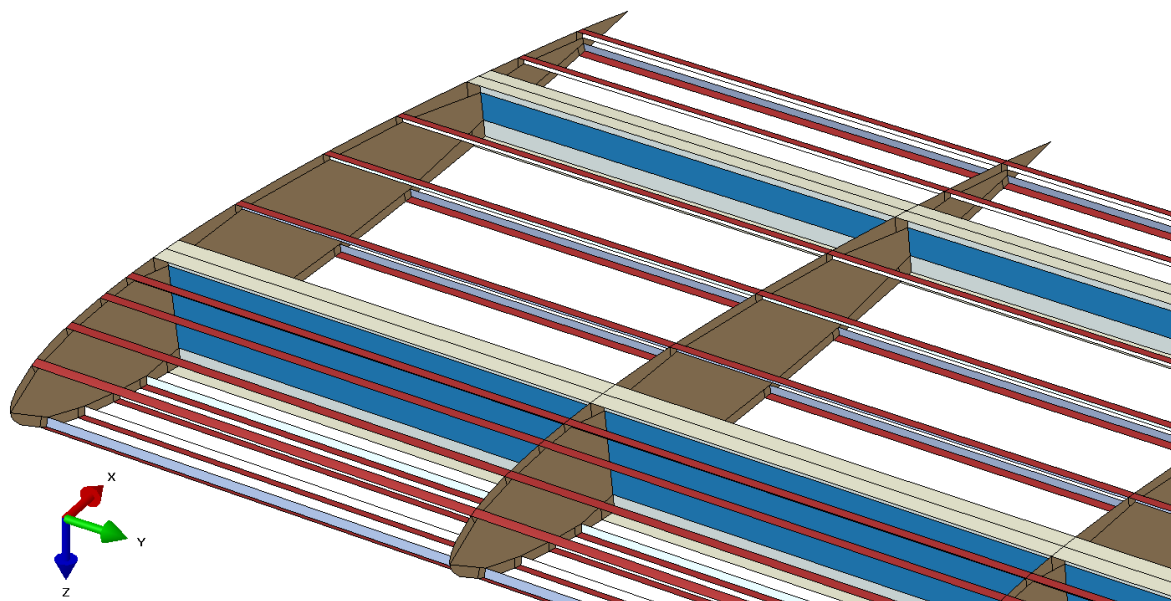
Na slikama 4.4. – 4.6. različitim bojama prikazani su dijelovi konstrukcije različitih svojstava.



Slika 4.4. Model krila u Abaqus-u



Slika 4.5. Model krila bez oplate



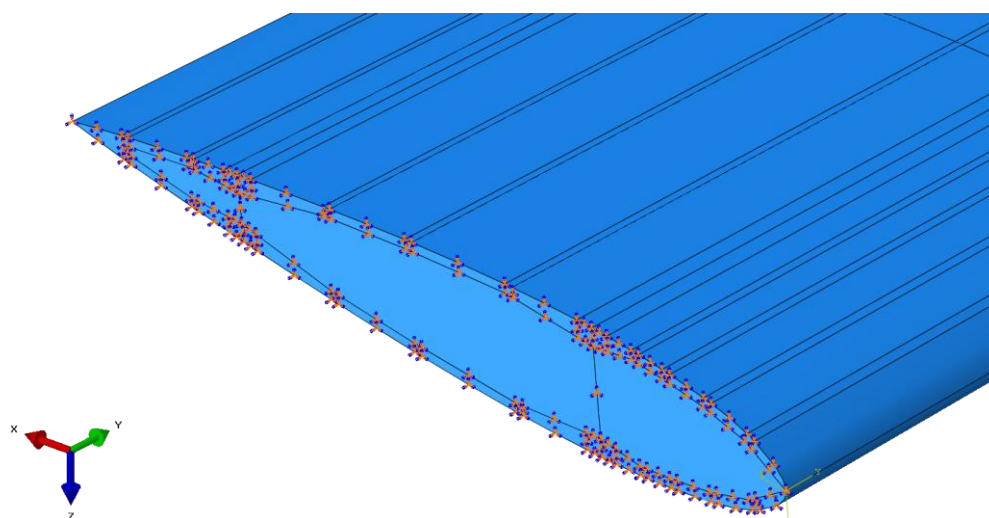
Slika 4.6. Model krila – detalj

4.2.1. Mreža konačnih elemenata i provjera konvergencije rješenja

Geometrijski model diskretiziran je pravokutnim ljuskastim elementima reducirane integracije (S4R). Na mjestima na kojima zbog geometrijskih ograničenja nije moguće upotrijebiti pravokutne elemente, korišteni su trokutasti (S3).

Rubni uvjeti su definirani tako da su elementima rebra koje se nalazi na ishodištu globalnog koordinatnog sustava ograničeni svi pomaci i rotacije, Slika 4.7.

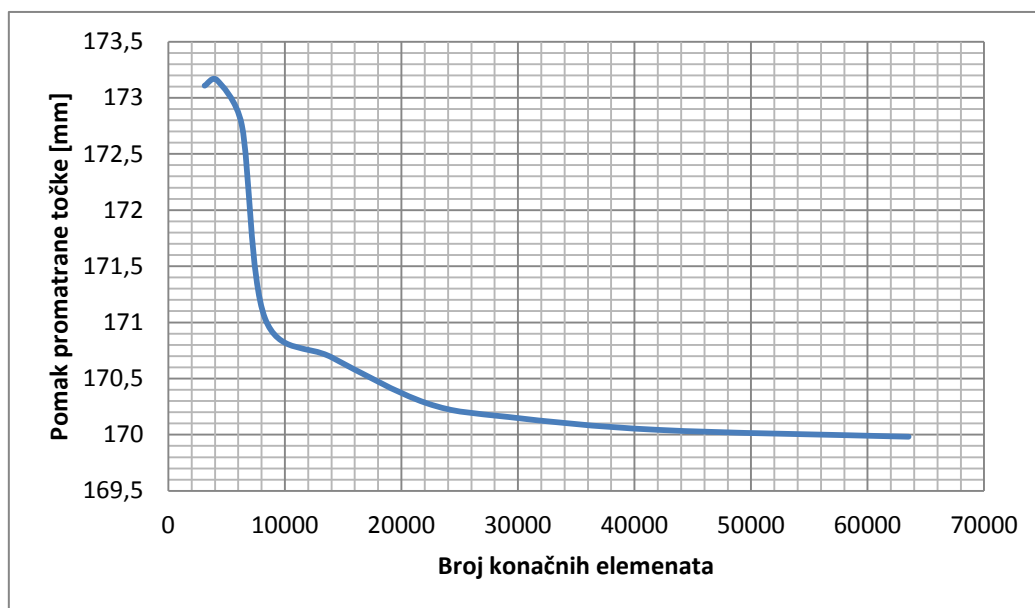
Opterećenje će biti definirano na spoju prednje ramenjače s oplatom.



Slika 4.7. Rubni uvjeti

Kako bi rezultate numeričke analize mogli smatrati prihvatljivima, potrebno je provjeriti konvergenciju rješenja u odnosu na gustoću mreže konačnih elemenata. To se radi tako da se provodi niz jednostavnih analiza stalno smanjujući veličinu konačnih elemenata. Kada se primijeti da neka promatrana veličina počinje težiti nekoj konačnoj vrijednosti može se zaključiti da je mreža konačnih elemenata dovoljno gusta.

U ovom slučaju model je opterećen kontinuiranim opterećenjem od 1 N/m, koje djeluje na liniji spoja prednje ramenjače sa gornjom oplatom. Veličina elemenata u prvoj analizi bila je 200 mm, te je u narednim analizama smanjivana do 20 mm. Promatran je pomak krajnje točke spoja prednje ramenjače i oplata u smjeru globalne osi Z, Slika 4.8.

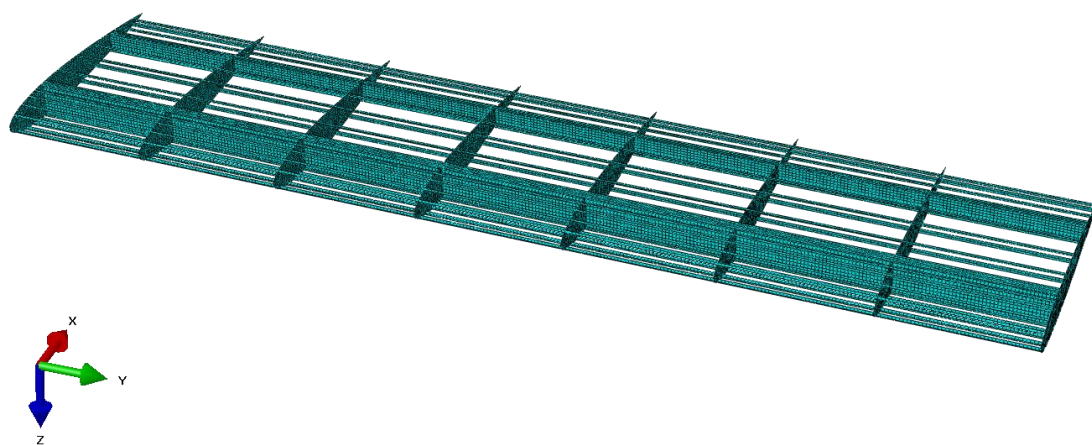


Slika 4.8. Konvergencija pomaka u ovisnosti o broju konačnih elemenata

Mreža konačnih elemenata koja će se koristiti u kasnijim analizama sastoji se od 63405 pravokutna konačna elementa reducirane integracije (S4R) i 112 trokutasta konačna elementa (S3). Mrežu konačnih elemenata ukupno tvori 62175 čvorova.



Slika 4.9. Mreža konačnih elemenata



Slika 4.10. Mreža konačnih elemenata (bez oplata)

5. OPTEREĆENJE

5.1. Opis programa XFLR5

XFLR5 je besplatan program za analizu aeroprofila i krila pri malim Reynoldsovim brojevima. U sebi sadrži četiri modula. Dva su preuzeta iz programa XFOIL, čiji je XFLR5 sljednik. To su *XFOIL Inverse Design* i *XFOIL Direct Analysis*, koji služe za određivanje aeroprofila na temelju traženih aerodinamičkih svojstava. Modul *Direct Foil Design* koristi se, kao što naziv govori, za direktnu definiciju aeroprofila manipulacijom *spline*-ova. Ovaj modul također može iscrtati četvero i peteroznamenaste NACA profile. Geometrija aeroprofila može se u bezdimenzijskom obliku zapisati u .DAT datoteku, te se iskoristiti za izradu preciznog geometrijskog modela krila. Četvrti modul, *Wing and Plane Design*, služi za definiranje geometrije krila, kao i metode i uvjete analize.

Program XFLR5 nudi tri metode analize aerodinamičkih svojstava krila. To su Nelinearna metoda noseće linije (eng. *Lifting Line Theory* - LLT), Metoda vrtložne rešetke (eng. *Vortex Lattice Method* - VLM) i 3D panelna metoda.

LLT uvijek uzima u obzir utjecaj viskoznosti. U program je implementirana prema tehničkim bilješkama NACA-e (*National Advisory Committee for Aeronautics*) iz 1947. godine. One postavljaju hipotezu da se krilo može zamijeniti nosećom linijom kojom prolaze vezani vrtlozi čiji se tragovi pružaju u smjeru slobodne struje. Jakost tih vrtložnih tragova proporcionalna je gradijentu promjene uzgona po rasponu krila. Vrtložni tragovi induciraju brzinu u smjeru normale na smjer slobodne struje. Zbog toga je efektivni napadni kut svakog pojedinog presjeka krila različit od geometrijskog napadnog kuta i to za vrijednost inducirano napadnog kuta, čiji je tangens jednak omjeru inducirane brzine i brzine slobodne struje. Iz toga proizlazi da je efektivni napadni kut ovisan o raspodjeli uzgona preko inducirano napadnog kuta. K tome, efektivni napadni kut ovisan je o koeficijentu uzgona presjeka prema dvodimenzionalnim podacima o aeroprofilu. Obje veze moraju biti zadovoljene u računanju raspodjele uzgona po krilu.

Ova metoda ima dva velika ograničenja, a ta su da se ne može primijeniti na krila male vitkosti i velikog kuta strijele, kao i da ravnina krila mora ležati u ravnini X-Y, tj. ne smije biti dihedrala.

VLM metoda je implementirana kao alternativa LLT metodi. Koristi se za analizu krila čije geometrije izlaze iz ograničenja LLT metode. Princip rada ove metode je da

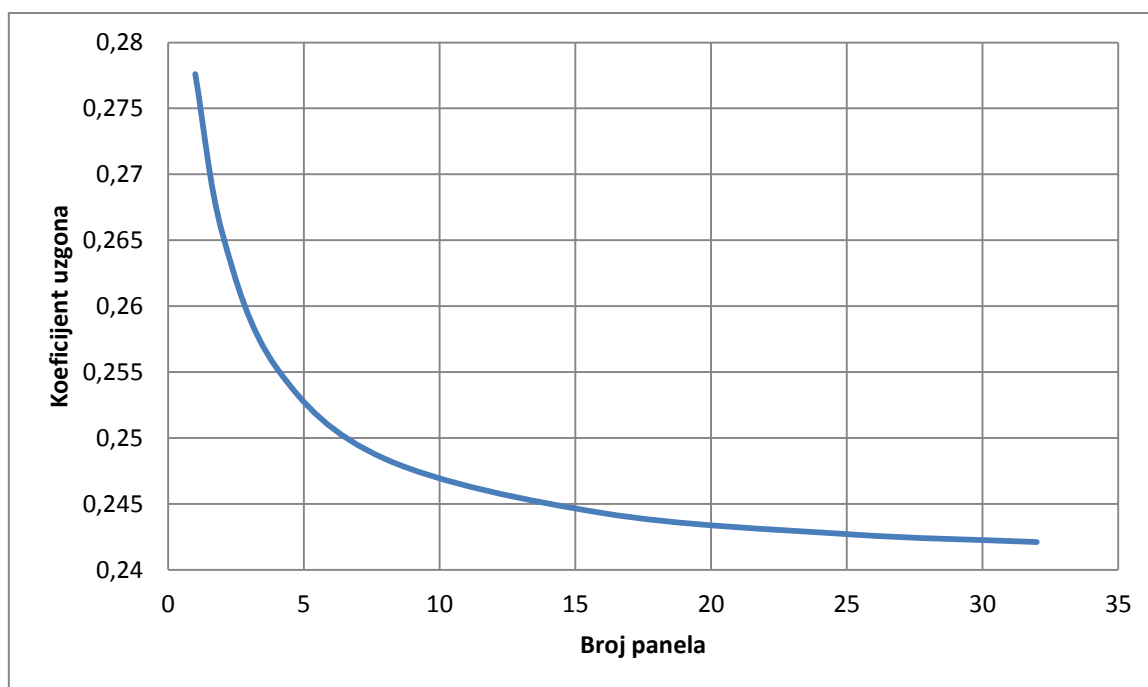
modelira poremećaje uzrokovane krilom kao zbroj vrtloga raspoređenih po površini krila. Potrebno je izračunati jakost svakog vrtloga da bi se zadovoljili rubni uvjeti (nepromočivost površine panela). Glavne razlike u odnosu na LLT metodu su te da je računanje raspodjele uzgona, induciranih kutova i induciranog otpora linearno, tj. neovisno o brzini krila i viskoznosti zraka, te da je metoda primjenjiva na uobičajenu geometriju krila, uključujući strijele, male vitkosti i velike dihedrale, uključujući i *winglete*.

Ova metoda također ima neka ograničenja. Jedno je da se ne može upotrebljavati pri napadnim kutovima blizu kutu sloma uzgona, a druga da vrtložni tragovi nisu paralelni sa smjerom slobodne struje zraka.

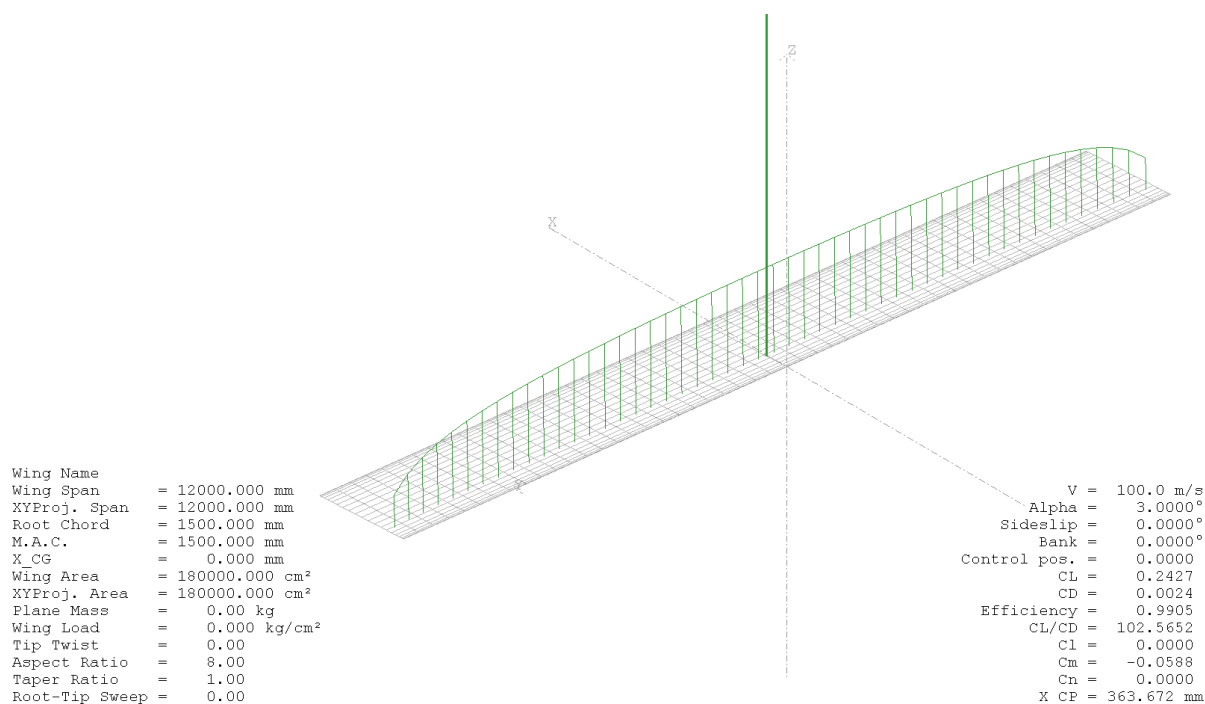
3D panelna metoda koristi se kada je potrebno znati raspodjelu tlaka na gornjaci i donjaci. Također se koristi kada želimo točnije rezultate nego što ih nude LLT i VLM metode, budući da uzima u obzir debljinu krila. Princip rada je da se poremećaji na krilu modeliraju kao zbroj dipola i izvora raspoređenih na gornjaci i donjaci. Jakost dipola i izvora računa se s obzirom na Neumanove (komponenta brzine normalna na površinu mora biti jednaka nuli) ili Dirichletove (potencijal brzine na unutarnjim površinama panela jednak je nuli, tako da je ukupan potencijal unutar tijela jednak potencijalu brzine slobodne struje) rubne uvjete.

Preporuka je prvenstveno koristiti LLT i VLM metode ukoliko nije potrebno znati raspodjelu tlaka po gornjaci i donjaci. Budući da je za rješavanje zadatka ovog rada potrebno jednostavno opterećenje, koristit će se VLM metoda. [5]

Kao i za svaku numeričku analizu, i ovdje je potrebno provjeriti konvergenciju rješenja. U programu XFLR5 definirana je geometrija krila opisana u četvrtom poglavlju, te su rađene analize za napadni kut od 3° . Povećavan je broj panela po rasponu krila od 1 do 32, prateći promjenu koeficijenta uzgona C_L , Slika 5.1.



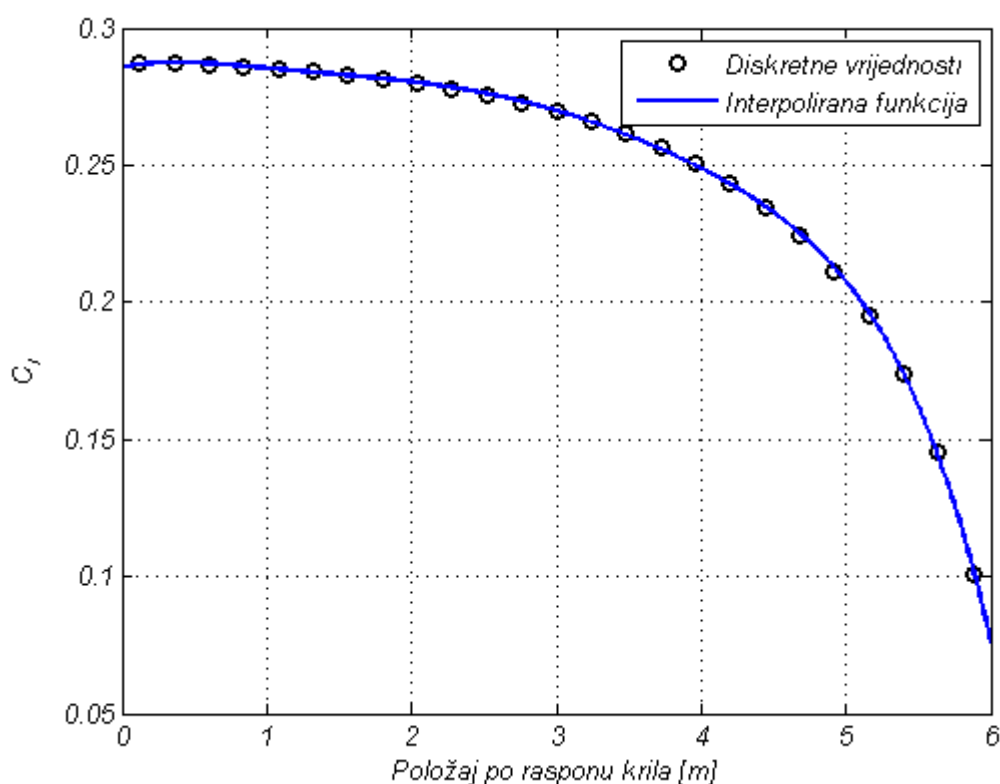
Slika 5.1. Konvergencija koeficijenta uzgona u ovisnosti o broju panela po rasponu krila



Slika 5.2. Rezultati aerodinamičke analize krila u programu XFLR5

XFLR5 kao rezultat analize može prikazati koeficijente tlaka po površini krila, koeficijente uzgona i induciranog otpora po rasponu, moment propinjanja, panelne sile, viskozan otpor, strujnice i povijanje struje. Slika 5.2 prikazuje neke osnovne aerodinamičke veličine i raspodjelu koeficijenta uzgona po rasponu. Te rezultate moguće je kao diskretne vrijednosti u kontrolnim točkama zapisati u .TXT datoteku.

Za analizu odziva krila u ovom radu potrebna je funkcija raspodjele uzgona u ovisnosti o koordinati u smjeru raspona krila. Radi toga napravljena je MATLAB skripta koja pomoću naredbe *polyfit* na temelju položaja presjeka na kojem je izračunat uzgon i iznosa tog uzgona određuje polinom 6. reda, a koji predstavlja $C_l = f(y)$, Slika 5.3.



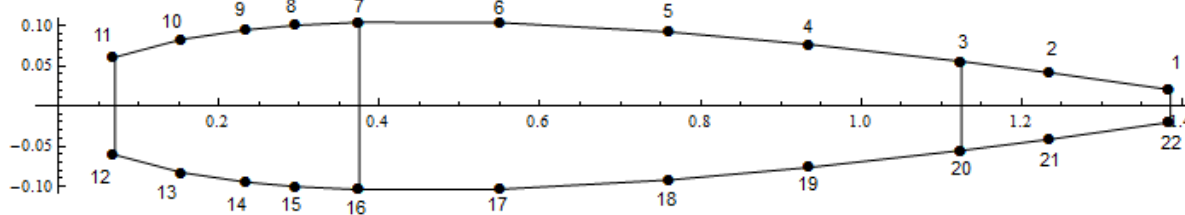
Slika 5.3. Raspodjela koeficijenta uzgona po rasponu

6. ANALIZA

Rađene su analize za izotropan i kompozitan materijal kakav je opisan u trećem poglavlju. Da bi se rezultati mogli uspoređivati, sve analize rađene su na krilu jednake geometrije i jednakog opterećenja. Analitički su obrađena četiri slučaja. Metodama 1 i 2 napravljena je analiza krila napravljenog od aluminijske legure, a metodama 2 i 3 krila u cijelosti napravljenog od kompozitnog materijala.

6.1. Analitičko rješenje

Sve analitičke analize započinju definicijom geometrije. Slika 6.1 prikazuje idealizirani profil krila koji se sastoji od 22 *boom*-a, i dvije ramenjače (na 25 i 75% tetive). Točke 3, 7, 16 i 20 sadrže po dvije uzdužnice L-profila dimenzija strukova 30 mm. Na ostalim točkama dimenzije strukova su 15 mm.



Slika 6.1. Idealizirani profil krila

6.1.1. Metoda 1 (izotropan materijal)

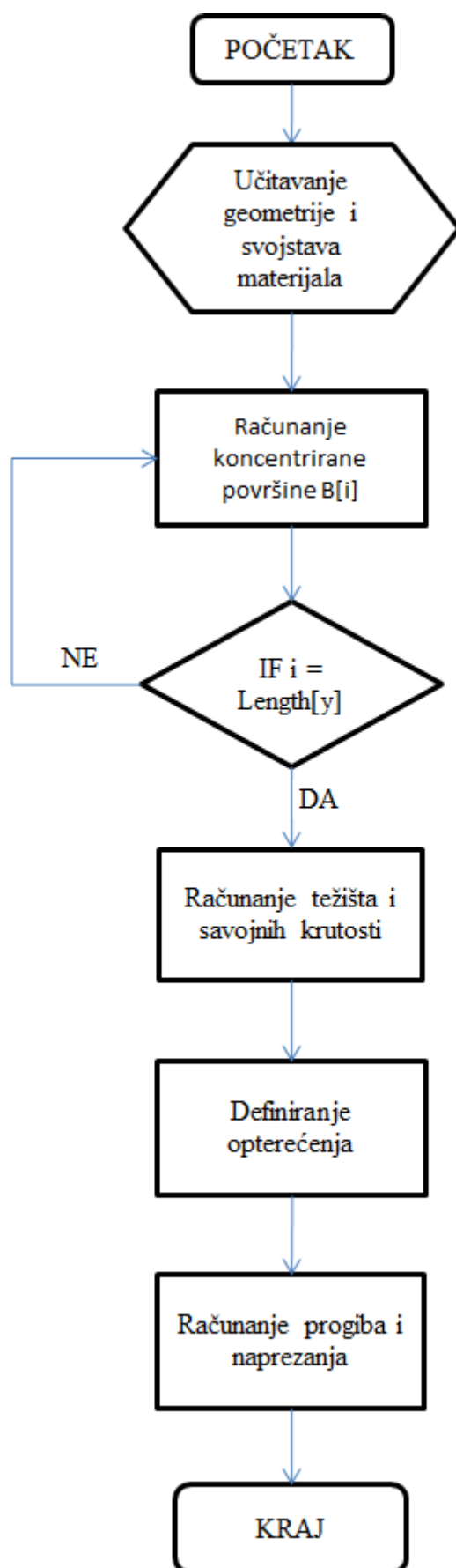
Nakon geometrije definiran je materijal U ovom slučaju radi se o aluminijskoj leguri 2024, modula elastičnosti $E = 73\text{ GPa}$ i Poissonovog koeficijenta 0,33 [7].

Slijedi izračun koncentriranih površina u *boom*-ovima prema jednadžbi (2.4). Dobivene su vrijednosti B za svaki *boom*.

Položaj težišta presjeka računa se prema (2.5) i (2.6):

$$y_T = 0,716772 \text{ m.} \quad (6.1)$$

$$z_T = 0 \text{ m.} \quad (6.2)$$



Slika 6.2. Dijagram toka metode 1

Nakon što se izračunaju koncentrirane površine i težište, pomoću jednadžbi (2.7) – (2.9) računaju se momenti tromosti presjeka:

$$I_{yy} = 2,54898 \cdot 10^{-5} \text{ m}^4, \quad (6.3)$$

$$I_{zz} = 6,40001 \cdot 10^{-4} \text{ m}^4. \quad (6.4)$$

Savojne krutosti krila dobivaju se množenjem momenata tromosti I_{yy} i I_{zz} sa modulom elastičnosti materijala E :

$$EI_{yy} = 1,86075 \cdot 10^6 \text{ Nm}^2, \quad (6.5)$$

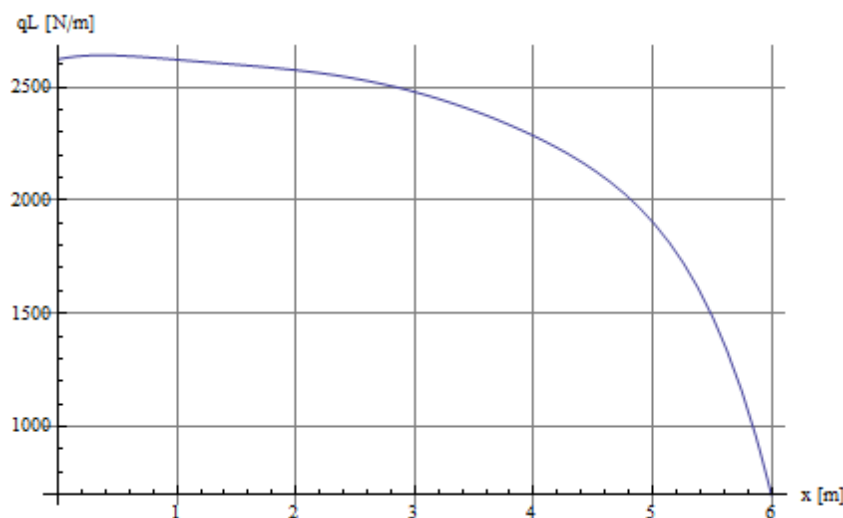
$$EI_{zz} = 4,67201 \cdot 10^7 \text{ Nm}^2. \quad (6.6)$$

Nakon što su izračunate savojne krutosti, može se računati progib krila pod nekim opterećenjem, kao i normalna naprezanja u smjeru raspona krila u uzdužnicama. Počinje se definiranjem funkcije raspodjele opterećenja po rasponu krila. Ovisnost koeficijenta uzgona o položaju na krilu dobivena je pomoću MATLAB skripte:

$$\begin{aligned} C_l = & 0,285538285274654 + 0,012554648061448 \cdot x \\ & - 0,025617907598481 \cdot x^2 + 0,018627164022906 \cdot x^3 \\ & - 0,006834924578087 \cdot x^4 + 0,001172208573854 \cdot x^5 \\ & - 0,000078092096699 \cdot x^6. \end{aligned} \quad (6.7)$$

Sila raspodijeljena po rasponu krila računa se prema jednadžbi (6.8). Pri tome je pretpostavljena gustoća zraka $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ i brzina slobodne struje $V = 100 \text{ m/s}$. Ovisnost sile uzgona o položaju na krilu može se vidjeti na slici 6.3.

$$q_L = \frac{1}{2} \rho V^2 c \cdot C_l. \quad (6.8)$$

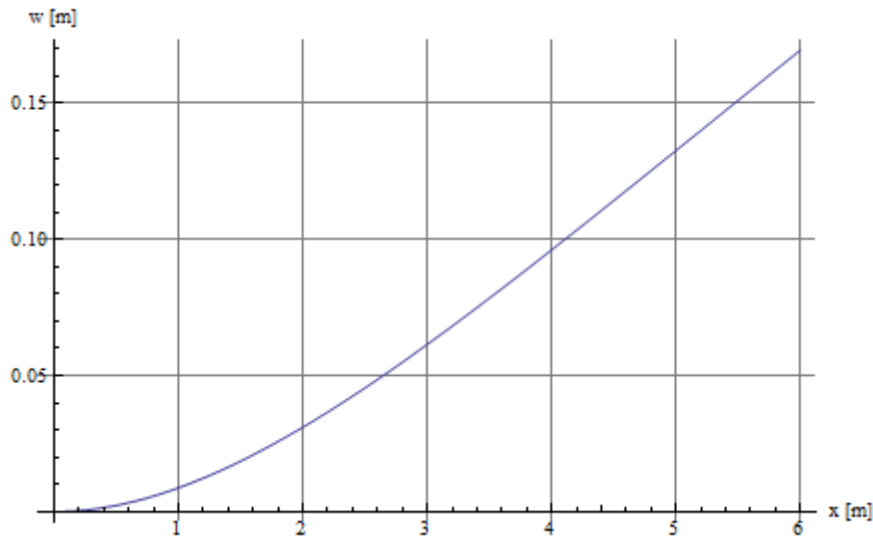


Slika 6.3. Raspodjela sile uzgona po polukrilu

Funkcija progiba dobiva se postepenim integriranjem jednadžbe (6.9), vodeći računa o rubnim uvjetima. Za promatrani slučaj to znači da su za $x = 0$ progib i nagib krivulje jednaki 0, a za $x = b/2$, moment savijanja i poprečna sila jednaki su 0.

$$\frac{d^4 w}{dx^4} = \frac{q_L}{EI_{yy}}. \quad (6.9)$$

Nakon četiri integracije dobije se funkcija progiba grede u smjeru osi z .



Slika 6.4. Linija progiba aluminijskog krila

Za računanje naprezanja u uzdužnicama potrebno je znati funkciju raspodjele momenta savijanja:

$$M_y = -EI_{yy} \frac{d^2 w}{dx^2}, \quad (6.11)$$

$$M_y = (-0,0199774 + 0,00736862x - 0,000704925x^2 - 0,0000103315x^3 + 0,0000105407x^4 - 4,59859 \cdot 10^{-6}x^5 + 1,12492 \cdot 10^{-6}x^6 - 1,37805 \cdot 10^{-7}x^7 + 6,88537 \cdot 10^{-9}x^8) \cdot 1,86075 \cdot 10^6. \quad (6.12)$$

Normalno naprezanje u smjeru raspona krila u i -tom *boom*-u računa se prema jednadžbi:

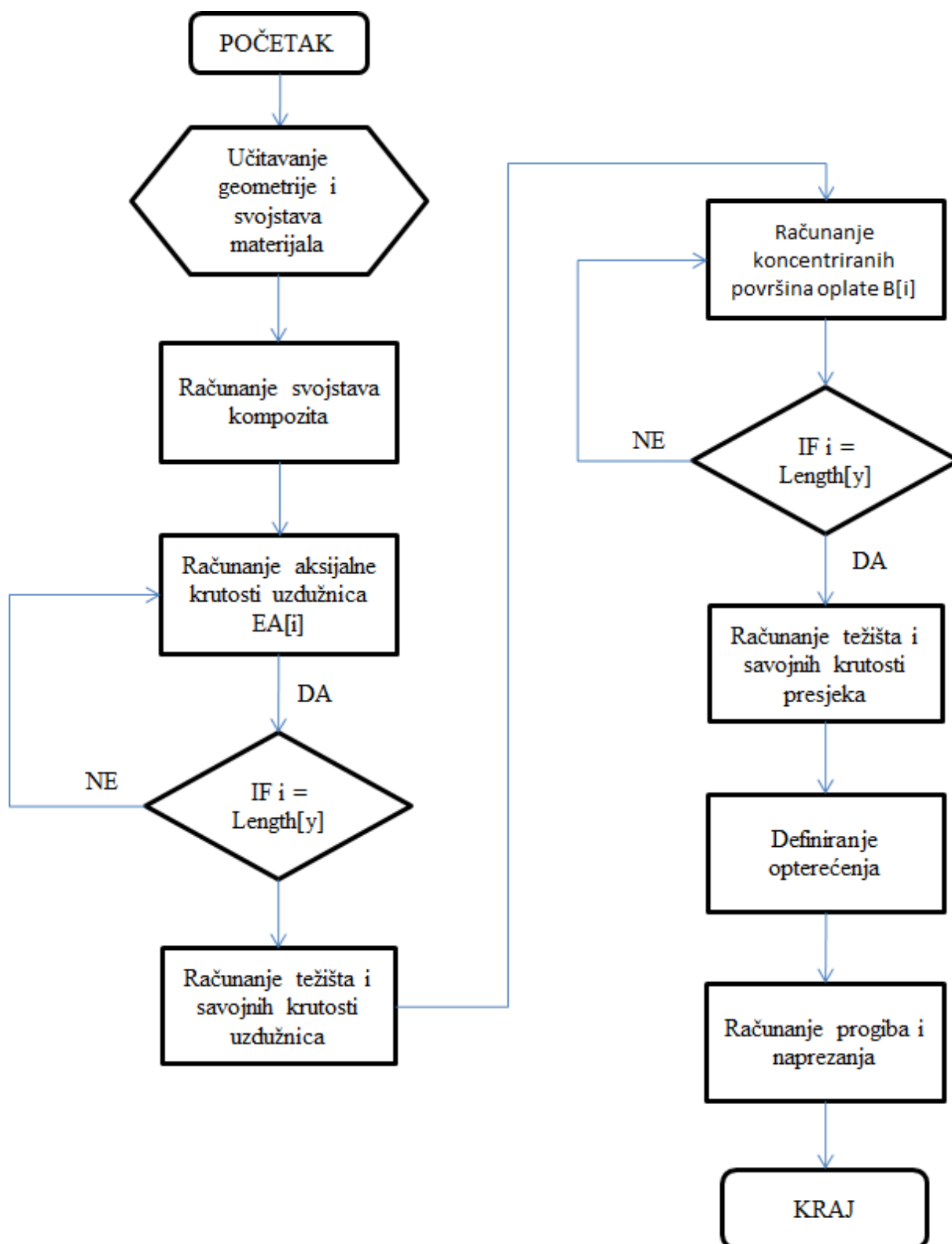
$$\sigma_{i,x} = M_y \frac{z_i - z_T}{I_{yy}}. \quad (6.13)$$

U jednadžbi 6.13 z_i je z koordinata i -tog *boom*-a, z_T je z koordinata položaja težišta presjeka, a I_{yy} je moment tromosti presjeka oko osi y . Vrijednosti naprezanja u uzdužnicama na tri različita presjeka krila prikazane su u tablici 6.1.

Tablica 6.1. Naprezanje u uzdužnicama (aluminij)

Redni broj uzdužnice	Položaj presjeka (prema rasponu) [m]		
	0	2	4
	Naprezanje u smjeru raspona krila [MPa]		
1	-29,3785	-11,8601	-2,42994
2	-59,807	-24,1442	-4,94674
3 (spoj stražnje ramenjače s gornjakom)	-80,6323	-32,5514	-6,66923
4	-111,105	-44,853	-9,18964
5	-133,855	-54,0374	-11,0714
6	-150,743	-60,855	-12,4682
7 (spoj prednje ramenjače s gornjakom)	-151,552	-61,1817	-12,5351
8	-146,061	-58,9651	-12,081
9	-138,077	-55,7418	-11,4206
10	-120,708	-48,7299	-9,98394
11	-88,4855	-35,7217	-7,31878
12	88,4855	35,7217	7,31878
13	120,708	48,7299	9,98394
14	138,077	55,7418	11,4206
15	146,061	58,9651	12,081
16 (spoj prednje ramenjače s donjakom)	151,552	61,1817	12,5351
17	150,743	60,855	12,6482
18	133,855	54,0374	11,0714
19	111,105	44,853	9,18964
20 (spoj stražnje ramenjače s donjakom)	80,6323	32,5514	6,66923
21	59,807	24,1442	4,94674
22	29,3785	11,8601	2,42994

6.1.2. Metoda 2 (kompozitan materijal)



Slika 6.5. Dijagram toka metode 2

U ovom slučaju materijal je definiran kao kompozitan. Mehanička svojstva jednog sloja preuzeta su iz [1] i prikazana u tablici 6.2.

Tablica 6.2. Mehanička svojstva kompozitnog materijala [1]

E_1	148 GPa
E_2	9,65 GPa
ν_{12}	0,3
G_{12}	4,55 GPa
h_0 (debljina jednog sloja)	0,0001 m

Matrica krutosti Q izračunata je prema jednadžbi (3.1):

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 148,874 & 2,91209 & 0 \\ 2,91209 & 9,70696 & 0 \\ 0 & 0 & 4,55 \end{bmatrix} \cdot 10^9 \text{ N/m}^2. \quad (6.14)$$

Transformiranjem matrice krutosti prema jednadžbi (3.5) i uvrštavanjem u jednadžbe (3.6) – (3.8) dobivamo matrice vlačne, smične i savojne krutosti:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 797,513 & 163,677 & 2,79397 \\ 163,677 & 519,18 & 2,79397 \\ 1,86265 & 1,86265 & 180,056 \end{bmatrix} \cdot 10^{-9} \text{ N/m}, \quad (6.15)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 90,9495 & -8,52651 & -22,7374 \\ -8,52651 & 28,4217 & -22,7374 \\ -22,7374 & -22,7374 & 5,68434 \end{bmatrix} \cdot 10^{-14} \text{ N}, \quad (6.16)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 10,5243 & 0,825752 & 0,278333 \\ 0,825752 & 1,52472 & 0,278333 \\ 0,278333 & 0,278333 & 0,962244 \end{bmatrix} \text{ Nm}. \quad (6.17)$$

Matrice podatljivosti, koje se računaju prema (3.9) iznose:

$$\boldsymbol{\alpha} = \begin{bmatrix} 1,34064 \cdot 10^{-8} & -4,22652 \cdot 10^{-9} & -1,42446 \cdot 10^{-24} \\ -4,22652 \cdot 10^{-9} & 2,05936 \cdot 10^{-8} & -2,53971 \cdot 10^{-24} \\ -9,4964 \cdot 10^{-25} & -1,69314 \cdot 10^{-24} & 5,55381 \cdot 10^{-8} \end{bmatrix} \text{ m/N}, \quad (6.18)$$

$$\boldsymbol{\beta} = \begin{bmatrix} -1,39728 \cdot 10^{-21} & 1,92624 \cdot 10^{-21} & 2,01616 \cdot 10^{-21} \\ 8,23651 \cdot 10^{-22} & -5,47265 \cdot 10^{-21} & 5,21221 \cdot 10^{-21} \\ 6,51512 \cdot 10^{-22} & 9,03989 \cdot 10^{-21} & -6,08413 \cdot 10^{-21} \end{bmatrix} 1/\text{N}, \quad (6.19)$$

$$\boldsymbol{\delta} = \begin{bmatrix} 0,0994125 & -0,0512987 & -0,0139171 \\ -0,0512987 & 0,718889 & -0,193103 \\ -0,0139171 & -0,193103 & 1,09912 \end{bmatrix} 1/(\text{Nm}). \quad (6.20)$$

Krutost i -te uzdužnice je prema jednadžbi (2.24):

$$\widehat{EA}_{uz} = 2,23774 \cdot 10^6 \text{ N.} \quad (6.21)$$

Krutost uzdužnice na spoju ramenjače i oplate:

$$\widehat{EA}_r = 4,47547 \cdot 10^6 \text{ N.} \quad (6.22)$$

Ukupna aksijalna krutost svih uzdužnica:

$$\widehat{EA} = 7,6083 \cdot 10^7 \text{ N.} \quad (6.23)$$

Težište presjeka računa se prema jednadžbama (2.12) i (2.13):

$$y_T = 0,684092 \text{ m,} \quad (6.24)$$

$$z_T = 0 \text{ m.} \quad (6.25)$$

Savojne krutosti:

$$\widehat{EI}_{yy,uz} = 501046 \text{ Nm}^2, \quad (6.26)$$

$$\widehat{EI}_{zz,uz} = 1,36689 \cdot 10^7 \text{ Nm}^2. \quad (6.27)$$

Utjecaj oplata računa se primjenom jednadžbe (2.10). Na taj način izračunaju se koncentrirane površine *boom*-ova, te se momenti tromosti računaju u odnosu na već izračunato težište.

$$I_{yy} = 1,87726 \cdot 10^{-5} \text{ m}^4, \quad (6.28)$$

$$I_{zz} = 4,60882 \cdot 10^{-4} \text{ m}^4. \quad (6.29)$$

Savojne krutosti oplata računaju se množenjem momenata tromosti oplata sa vrijednosti modula elastičnosti kompozita u smjeru raspona krila:

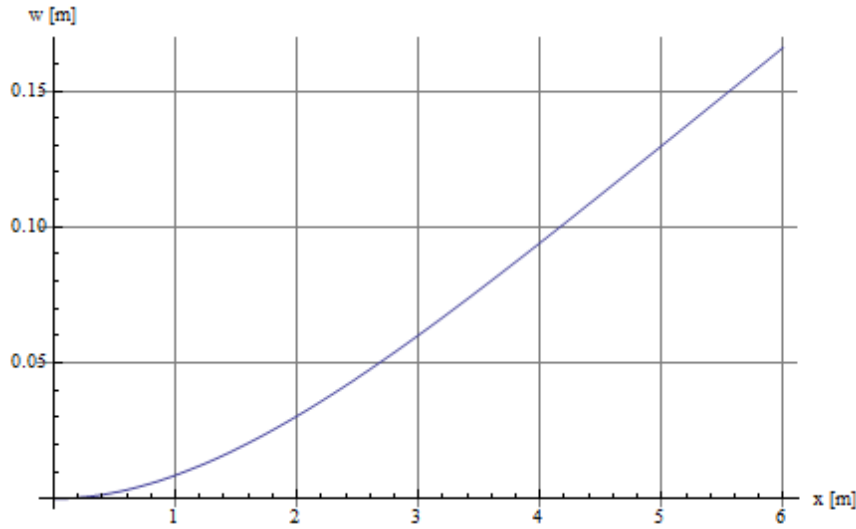
$$E_{1,op} = \frac{1}{h \cdot a_{11}} = 74,5912 \cdot \text{GPa.} \quad (6.30)$$

Vrijednost a_{11} je prvi član invertirane matrice vlačne krutosti A , a h je debljina kompozita. Konačne krutosti krila su:

$$\widehat{EI}_{yy} = \widehat{EI}_{yy,uz} + E_{1,op} \cdot I_{yy} = 1,90131 \cdot 10^6 \text{ Nm}^2, \quad (6.31)$$

$$\widehat{EI}_{zz} = \widehat{EI}_{zz,uz} + E_{1,op} \cdot I_{zz} = 4,80467 \cdot 10^7 \text{ Nm}^2. \quad (6.32)$$

Funkcija progiba prikazana je na slici 6.4.



Slika 6.6. Linija progiba kompozitnog krila (Metoda 2)

Za izračunavanje naprezanje ponovno se upotrebljava funkcija raspodjele momenta savijanja po rasponu krila, opisana jednačbom (6.12). Za slučaj savijanja kompozitne grede, potrebno je znati radijuse zakrivljenosti progibne linije. Oni se mogu odrediti pomoću jednačbe:

$$\begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \frac{1}{\rho_y} \\ \frac{1}{\rho_z} \\ \vartheta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{EA} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{EI_{zz}}{EI_{yy}EI_{zz} - (EI_{yz})^2} & \frac{-EI_{yz}}{EI_{yy}EI_{zz} - (EI_{yz})^2} & 0 \\ 0 & \frac{-EI_{yz}}{EI_{yy}EI_{zz} - (EI_{yz})^2} & \frac{EI_{yy}}{EI_{yy}EI_{zz} - (EI_{yz})^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{GI_t} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \hat{N} \\ \hat{M}_y \\ \hat{M}_z \\ \hat{T} \end{bmatrix}. \quad (6.34)$$

Budući da se u analizi koristi samo opterećenje u smjeru osi z , tj. ono koje stvara moment M_y , jednačba 6.34 može se pojednostavniti:

$$\frac{1}{\rho_y} = \frac{EI_{zz}}{EI_{yy}EI_{zz} - (EI_{yz})^2} \cdot \hat{M}_y, \quad (6.35)$$

$$\frac{1}{\rho_z} = \frac{-EI_{yz}}{EI_{yy}EI_{zz} - (EI_{yz})^2} \cdot \hat{M}_y. \quad (6.36)$$

Kada znamo radijuse zakrivljenosti, možemo izračunati uzdužne sile za pojedine uzdužnice:

$$\hat{N}_{xm} = \left(\frac{1}{\rho_y} z_m + \frac{1}{\rho_z} y_m + \epsilon_x^0 \right) EA_m. \quad (6.37)$$

Kako na krilo ne djeluje aksijalna sila, član ϵ_x^0 je jednak 0.

Normalno naprezanje u smjeru raspona krila u pojedinoj uzdužnici dobiva se dijeljenjem aksijalne sile i -te uzdužnice sa njenom površinom. Vrijednosti naprezanja u uzdužnicama na tri različita presjeka krila prikazane su u tablici 6.4.

6.1.3. Metoda 2 (izotropan materijal)

Metoda prikazana u poglavlju 6.1.2. može se upotrijebiti i za izotropne materijale. Pri tome potrebno je materijal definirati kako je prikazano u tablici 6.3.

Tablica 6.3. Mehanička svojstva izotropnog materijala (Metoda 2)

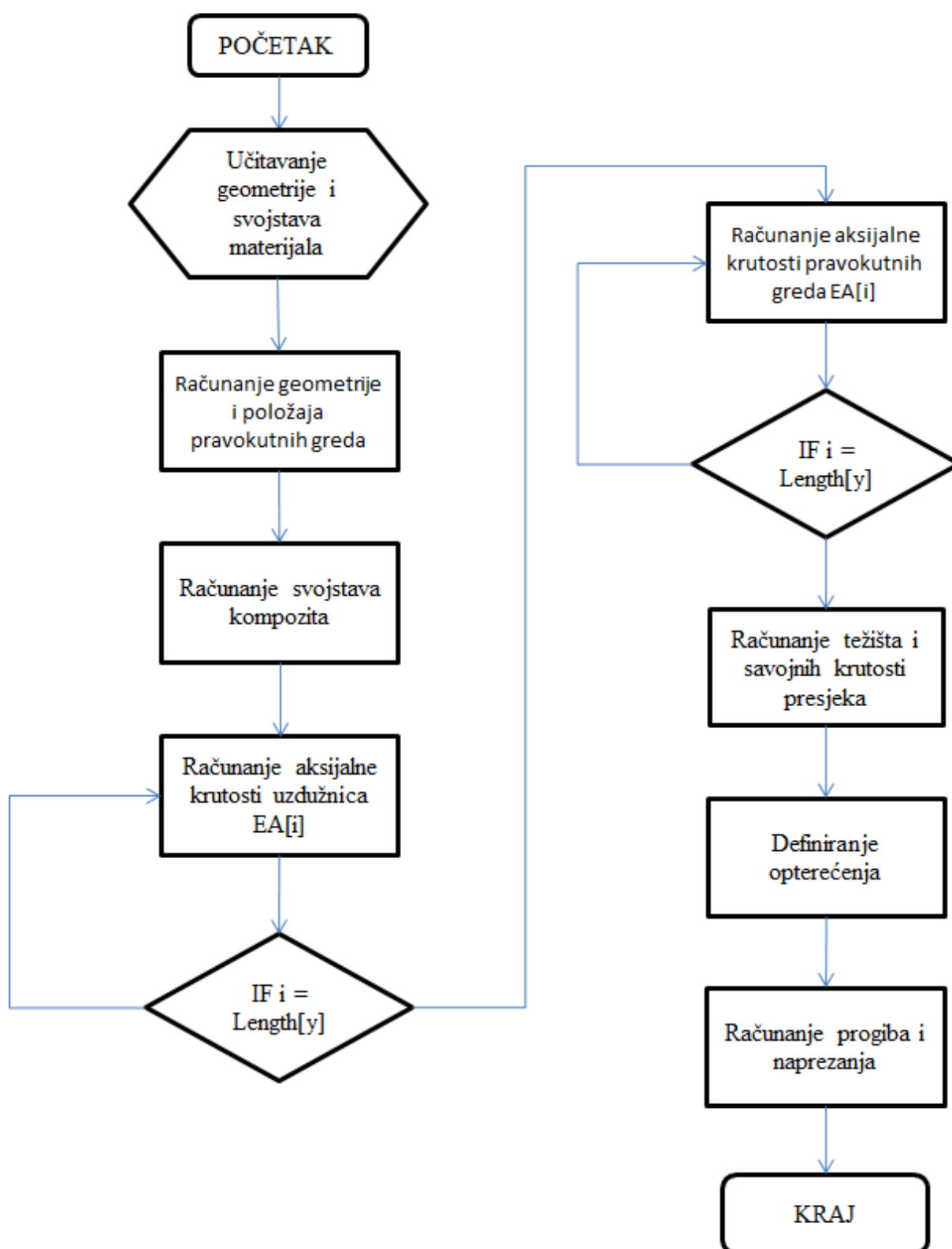
E_1	73 GPa
E_2	73 GPa
ν_{12}	0,33
G_{12}	27,44 GPa
h_0 (debljina jednog sloja)	0,0001 m

Ovakvom analizom dobivaju se funkcija progiba i vrijednosti naprezanja u uzdužnicama koji su istovjetni onima prikazanim u poglavlju 6.1.1.

Tablica 6.4. Naprezanje u uzdužnicama (CFRP – Metoda 2)

Redni broj uzdužnice	Položaj presjeka (prema rasponu) [m]		
	0	2	4
	Naprezanje u smjeru raspona krila [MPa]		
1	-29,3785	-11,8601	-2,42994
2	-59,807	-24,1442	-4,94674
3 (spoj stražnje ramenjače s gornjakom)	-80,6323	-32,5514	-6,66923
4	-111,105	-44,853	-9,18964
5	-133,855	-54,0374	-11,0714
6	-150,743	-60,855	-12,4682
7 (spoj prednje ramenjače s gornjakom)	-151,552	-61,1817	-12,5351
8	-146,061	-58,9651	-12,081
9	-138,077	-55,7418	-11,4206
10	-120,708	-48,7299	-9,98394
11	-88,4855	-35,7217	-7,31878
12	88,4855	35,7217	7,31878
13	120,708	48,7299	9,98394
14	138,077	55,7418	11,4206
15	146,061	58,9651	12,081
16 (spoj prednje ramenjače s donjakom)	151,552	61,1817	12,5351
17	150,743	60,855	12,6482
18	133,855	54,0374	11,0714
19	111,105	44,853	9,18964
20 (spoj stražnje ramenjače s donjakom)	80,6323	32,5514	6,66923
21	59,807	24,1442	4,94674
22	29,3785	11,8601	2,42994

6.1.4. Metoda 3 (kompozitan materijal)



Slika 6.7. Dijagram toka metode 3

Ova metoda pretpostavlja da je oplata podijeljena na segmente koji su opisani kao tanke pravokutne grede. To znači da se odvojeno računaju vlačne krutosti uzdužnica i oplata, te se kasnije zbrajaju pri računanju krutosti krila.

Nakon definiranja geometrije krila potrebno je odrediti položaj težišta pravokutnih greda i njihovu širinu prema jednadžbama (2.27) – (2.29).

Svojstva materijala i iz njih izračunate matrice podatljivosti jednaki su onima izračunatima u poglavlju 6.1.2.

Aksijalna krutost krila je prema jednadžbi (2.31):

$$\widehat{EA} = \sum_{m=1}^M \widehat{EA}_{m,uz} + \sum_{n=1}^N \widehat{EA}_{n,op} = 3,09277 \cdot 10^8 \text{ N.} \quad (6.38)$$

Koordinate težišta presjeka krila:

$$y_T = 0,696903 \text{ m,} \quad (6.39)$$

$$z_T = 0 \text{ m.} \quad (6.40)$$

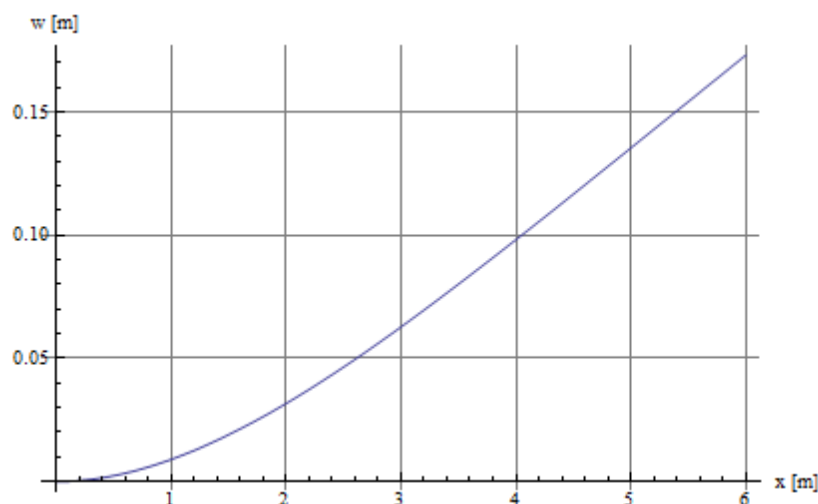
Savojne krutosti krila:

$$\widehat{EI}_{yy} = 1,82188 \cdot 10^6 \text{ Nm}^2, \quad (6.41)$$

$$\widehat{EI}_{zz} = 5,01087 \cdot 10^7 \text{ Nm}^2, \quad (6.42)$$

$$\widehat{EI}_{yz} = -2,90178 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2. \quad (6.43)$$

Funkcija progiba računa se na način prikazan u poglavlju 6.1.1. i jednaka je:



Slika 6.8. Linija progiba za kompozitno krilo (Metoda 3)

Izračun naprezanja već je prikazan u prethodnim poglavljima, a rezultati za tri presjeka krila prikazani su u tablici 6.5.

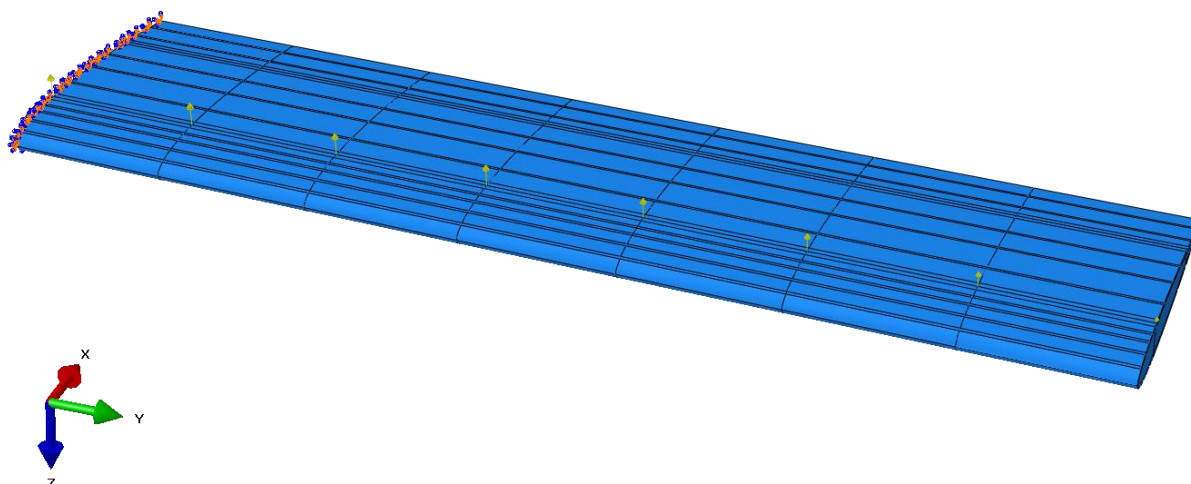
Tablica 6.5. Naprezanje u uzdužnicama (CFRP – Metoda 3)

Redni broj uzdužnice	Položaj presjeka (prema rasponu) [m]		
	0	2	4
	Naprezanje u smjeru raspona krila [MPa]		
1	-30,6594	-12,3773	-2,53589
2	-62,4147	-25,1969	-5,16242
3 (spoj stražnje ramenjače s gornjakom)	-84,1479	-33,9706	-6,96002
4	-115,949	-46,8087	-9,59033
5	-139,691	-56,3935	-11,5541
6	-157,315	-63,5083	-13,0118
7 (spoj prednje ramenjače s gornjakom)	-158,16	-63,8493	-13,0817
8	-152,43	-61,5361	-12,6077
9	-144,097	-58,1722	-11,9185
10	-125,971	-50,8546	-10,4193
11	-92,3436	-37,2792	-7,63789
12	92,3436	37,2792	7,63789
13	125,971	50,8546	10,4193
14	144,097	58,1722	11,9185
15	152,43	61,5361	12,6077
16 (spoj prednje ramenjače s donjakom)	158,16	63,8493	13,0817
17	157,315	63,5083	13,0118
18	139,691	56,3935	11,5541
19	115,949	46,8087	9,59033
20 (spoj stražnje ramenjače s donjakom)	84,1479	33,9706	6,96002
21	62,4147	25,1969	5,16242
22	30,6594	12,3773	2,53589

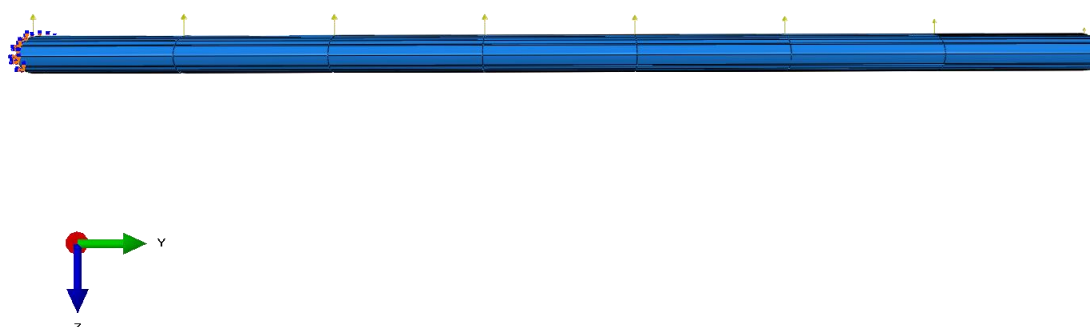
6.2. Numeričko rješenje

Napravljene su dvije numeričke analize. Jedna za slučaj krila od aluminijske legure 2024 i druga za kompozitni materijal. U oba slučaja geometrija krila i broj i raspodjela konačnih elemenata bila je jednaka, kao i opterećenje. Opterećenje je zadano po liniji spoja ramenjače sa gornjakom i opisano je funkcijom:

$$\begin{aligned}
 F = & 2,62338299596088 \cdot 10^3 + 0,115345829064574 \cdot y - \\
 & 2,353645260610789 \cdot 10^{-4} y^2 + 1,711370694604674 \cdot 10^{-7} y^3 - \\
 & 6,279586956118400 \cdot 10^{-11} y^4 + 1,076966627228677 \cdot 10^{-14} y^5 - \\
 & 7,174711384259270 \cdot 10^{-19} y^6 .
 \end{aligned} \tag{6.45}$$



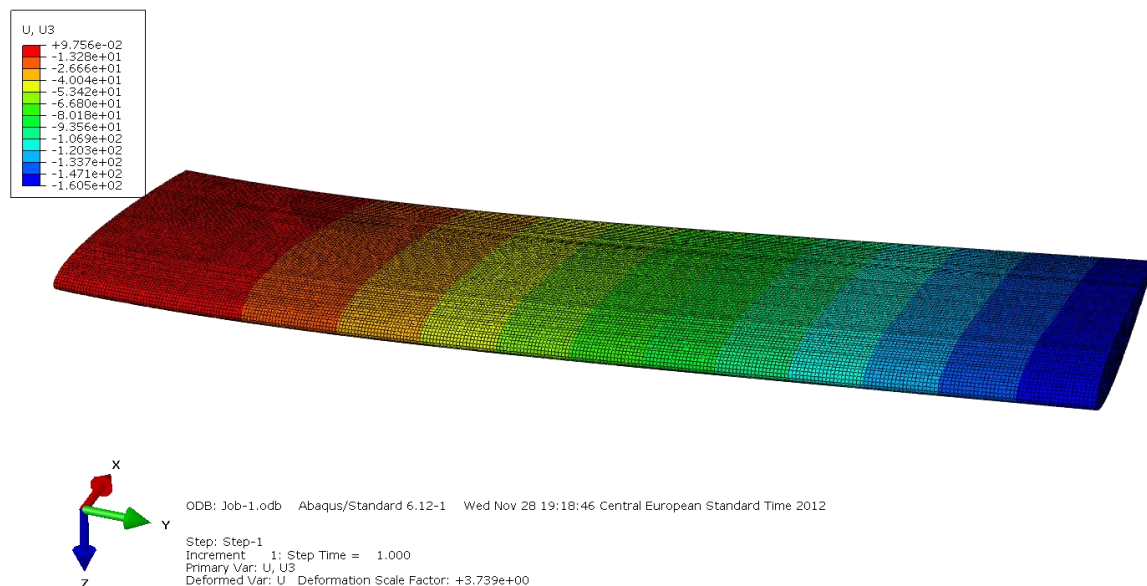
Slika 6.9. Prikaz raspodjele opterećenja (žute strelice)



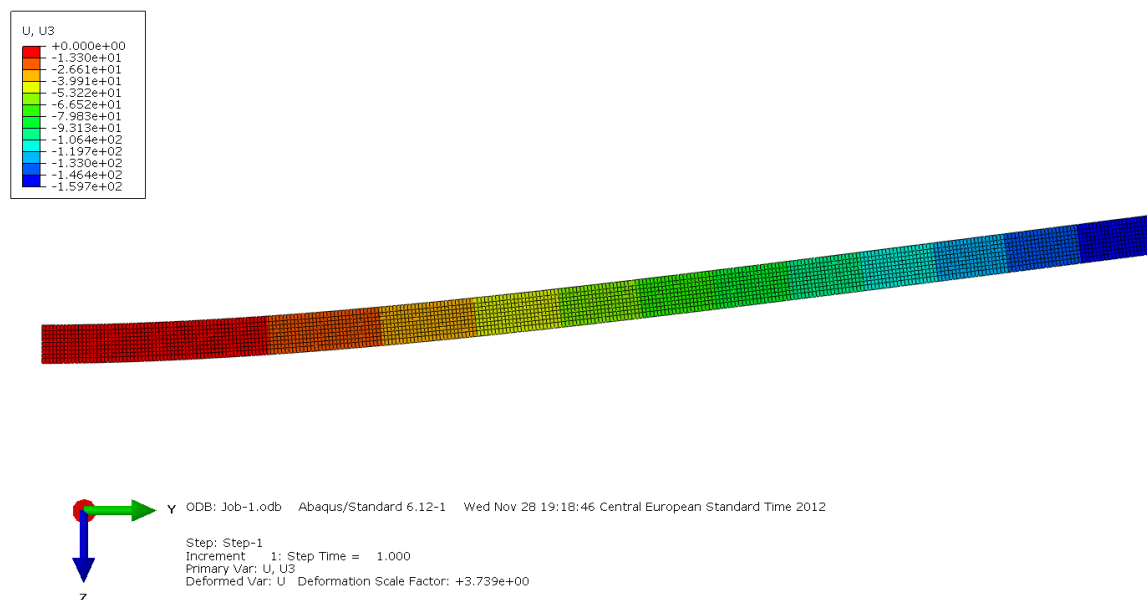
Slika 6.10. Prikaz raspodjele opterećenja - nacrt

6.2.1. Aluminijsko krilo

Slike 6.11. i 6.12. prikazuju pomak konstrukcije krila u smjeru osi Z. Ako promatramo čitavu konstrukciju krila, vidimo da je najveći pomak 160,5 mm. U usporedbi numeričkih rezultata s analitičkim promatrat će se pomak točaka na srednjoj liniji prednje ramenjače. Za krilo od aluminijske legure i za zadano opterećenje najveći pomak iznosi 159,7 mm.

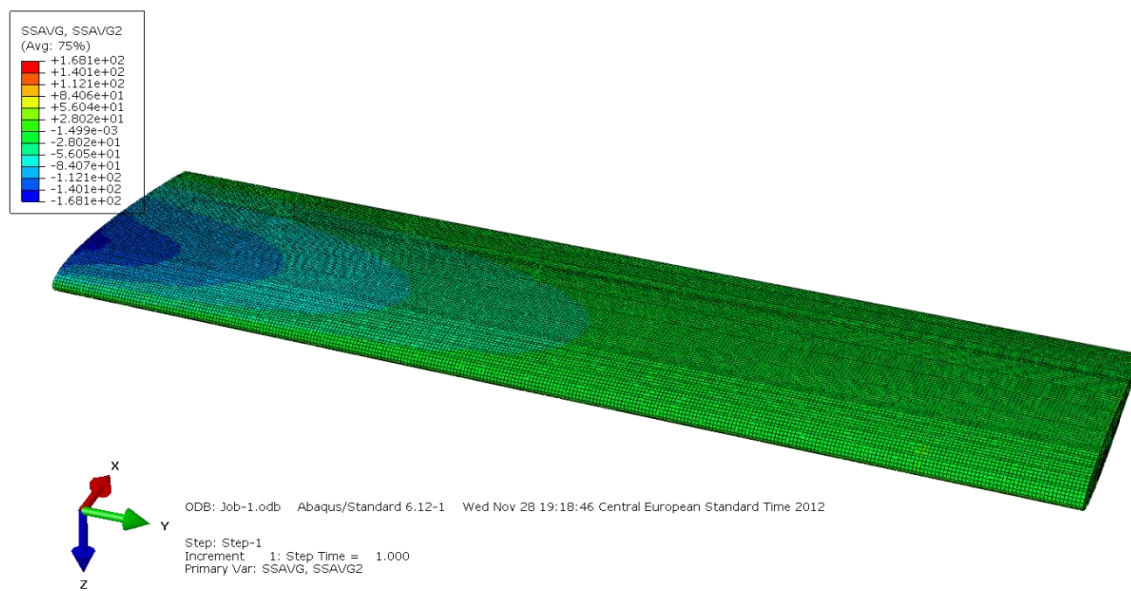


Slika 6.11. Pomak krila u smjeru globalne osi Z [mm]

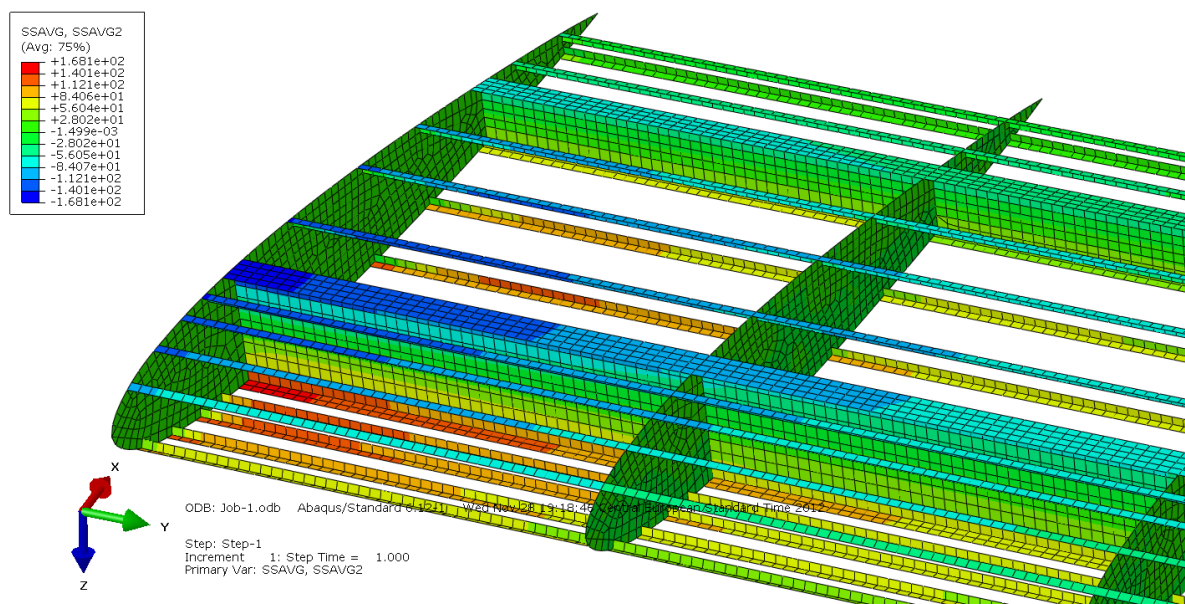


Slika 6.12. Pomak ramenjače u smjeru globalne osi Z [mm]

Analitičkim metodama možemo izračunati normalno naprezanje u smjeru raspona krila za pojedine *boom*-ove. Njega ćemo uspoređivati sa srednjim naprežanjem po presjeku ljuske koje računa Abaqus. To naprežanje je najveće u korijenu krila. Budući da se radi o simetričnom presjeku krila, opterećenju koje uzrokuje čisto savijanje i linearnoj analizi, normalna naprežanja dosežu maksimalne vrijednosti od -168,1 MPa na gornjaci do 168,1 MPa na donjaci, slike 6.13. i 6.14.



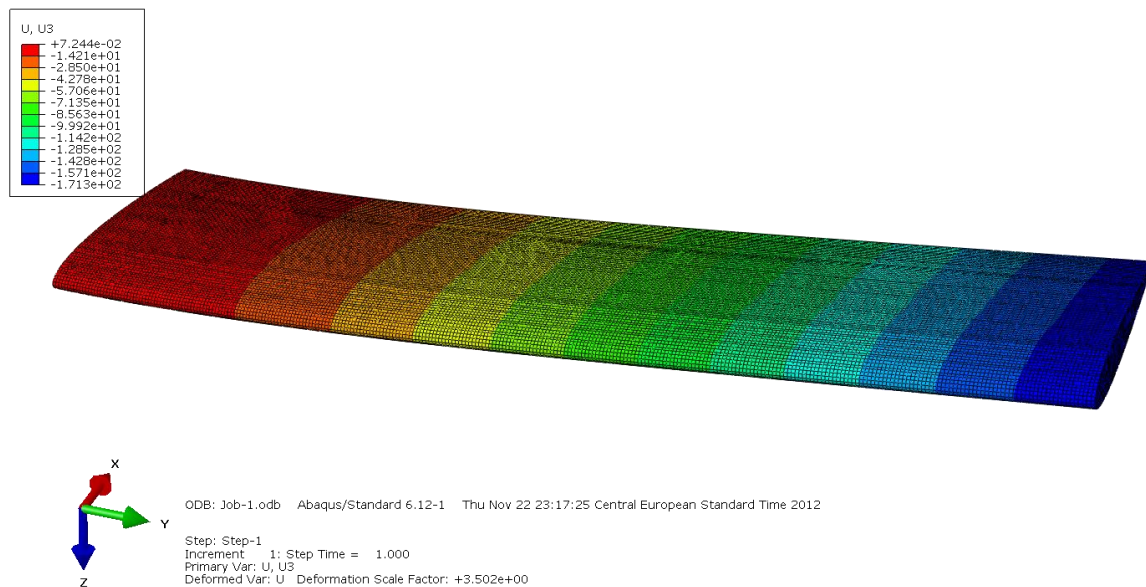
Slika 6.13. Raspodjela normalnih naprežanja u smjeru raspona krila [MPa]



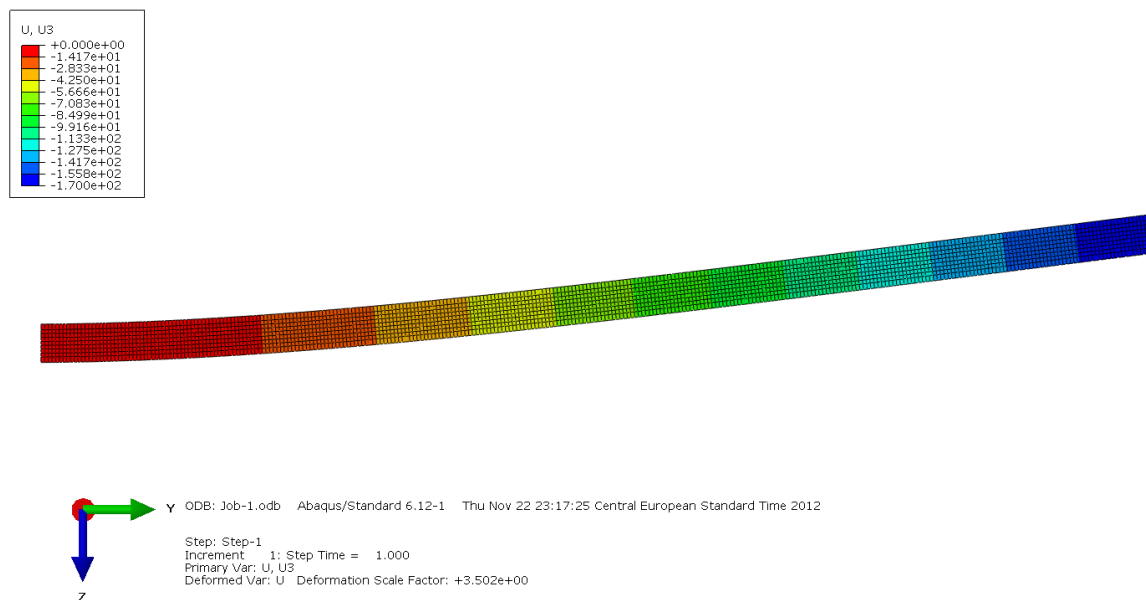
Slika 6.14. Raspodjela normalnih naprežanja u smjeru raspona krila (detalj) [MPa]

6.2.2. Kompozitno krilo

U slučaju kompozitnog krila maksimalni pomak konstrukcije iznosi 171,3 mm. Maksimalni pomak prednje ramenjače je 170 mm.

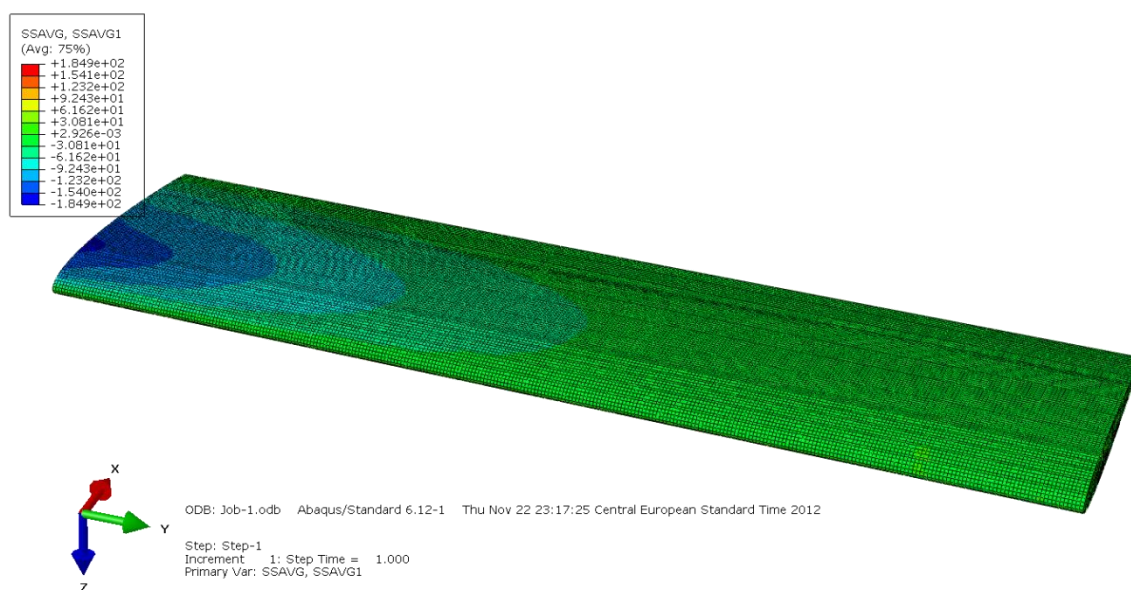


Slika 6.15. Pomak krila u smjeru globalne osi Z [mm]

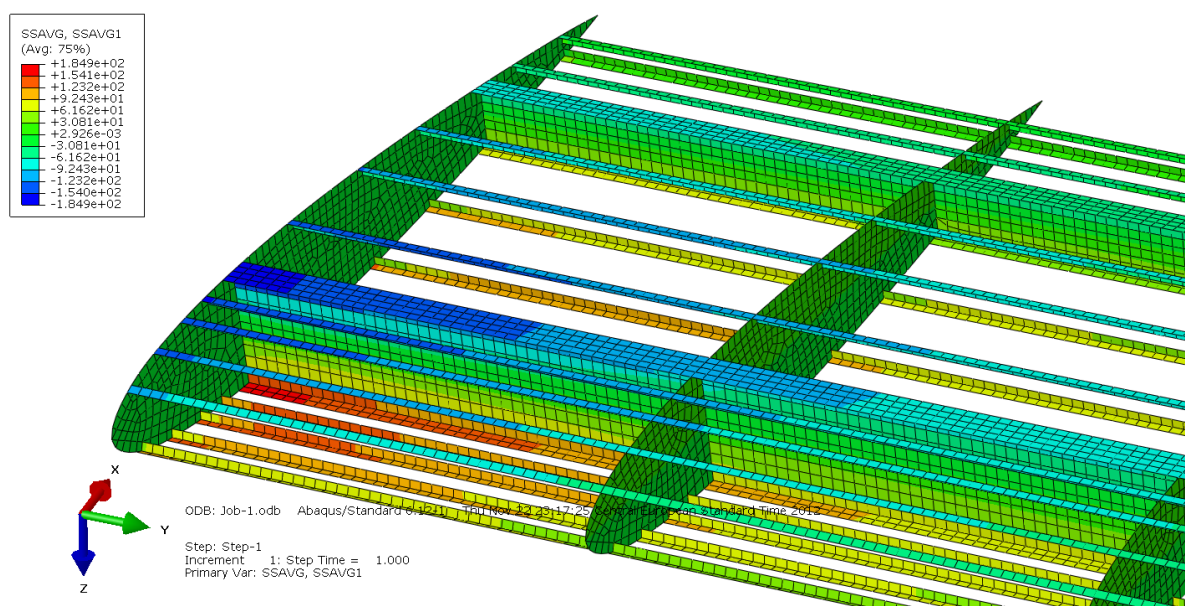


Slika 6.16. Pomak ramenjače u smjeru globalne osi Z [mm]

Normalna naprezanja u smjeru raspona krila kreću se od -184,9 do 184,9 MPa.



Slika 6.17. Raspodjela normalnih naprezanja u smjeru raspona krila [MPa]

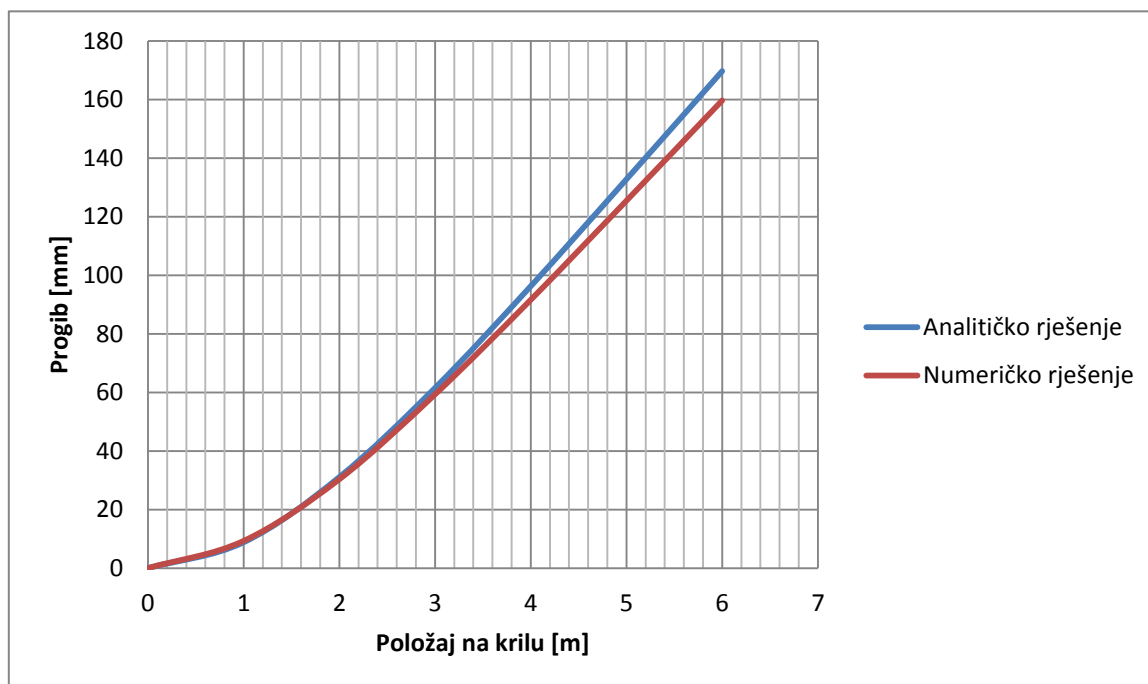


Slika 6.18. Raspodjela normalnih naprezanja u smjeru raspona krila (detalj) [MPa]

6.3. Usporedba rezultata

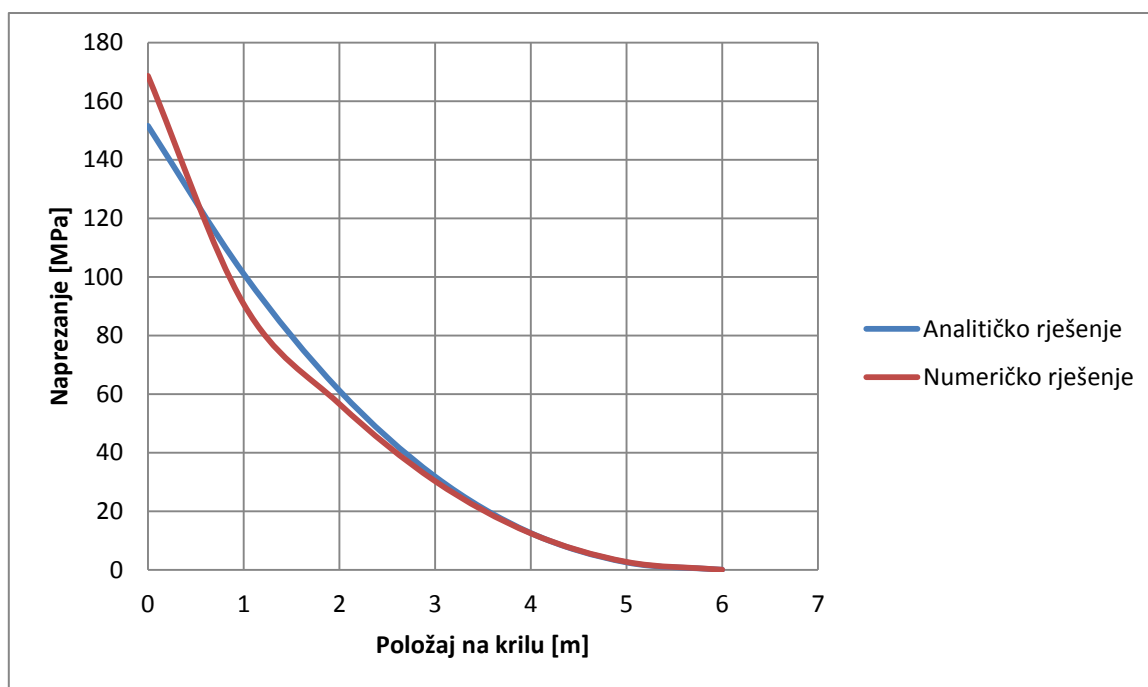
6.3.1. Metoda 1 (aluminijeva legura)

U rješenju numeričke analize promatrani su pomaci točaka koje se nalaze na srednjoj liniji prednje ramenjače, i to u smjeru globalne osi Z. Dobivene vrijednosti uspoređene su sa vrijednostima funkcije progiba, Slika 6.19. Linije progiba se relativno dobro poklapaju. Najveća razlika u rezultatima nalazi se na vrhu krila i iznosi 6,3%.

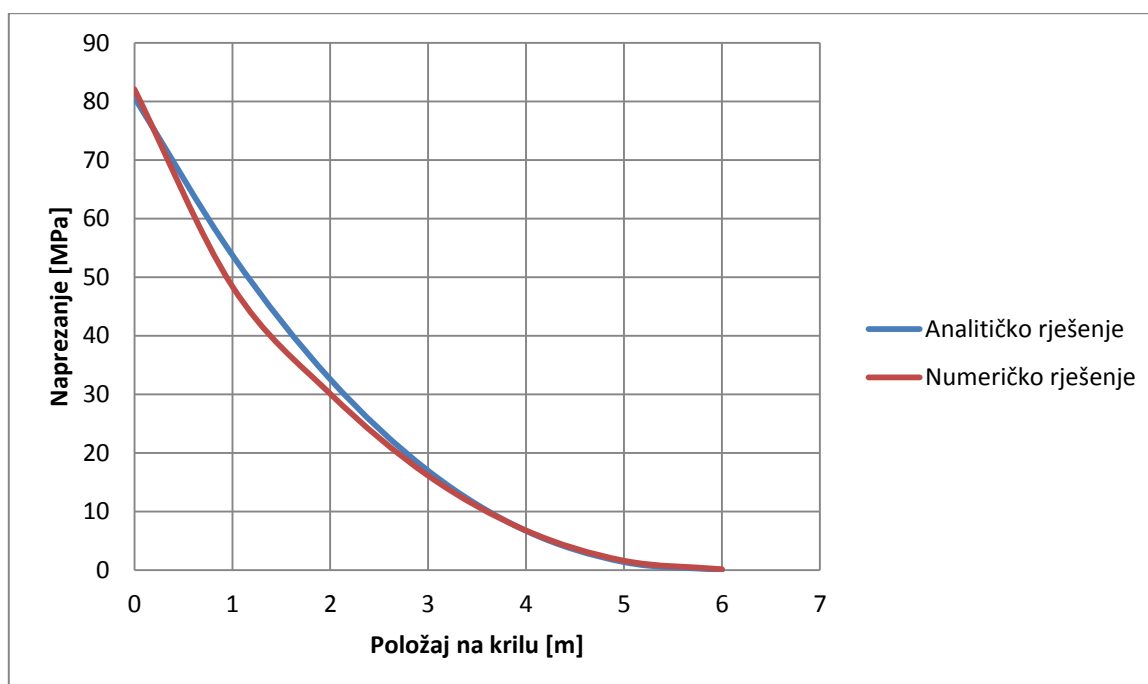


Slika 6.19. Usporedba rezultata progiba

Analitičkim metodama možemo dobiti vrijednosti normalnih naprezanja u smjeru raspona krila za pojedine uzdužnice. Na slikama 6.20. i 6.21. prikazana je usporedba tih naprezanja na liniji spoja prednje i stražnje ramenjače sa donjakom. U korijenu krila odstupanja su najveća zbog lokalnih utjecaja od rubnih uvjeta. Zbog toga je na prednjoj ramenjači najveća razlika u rezultatima od 10%.

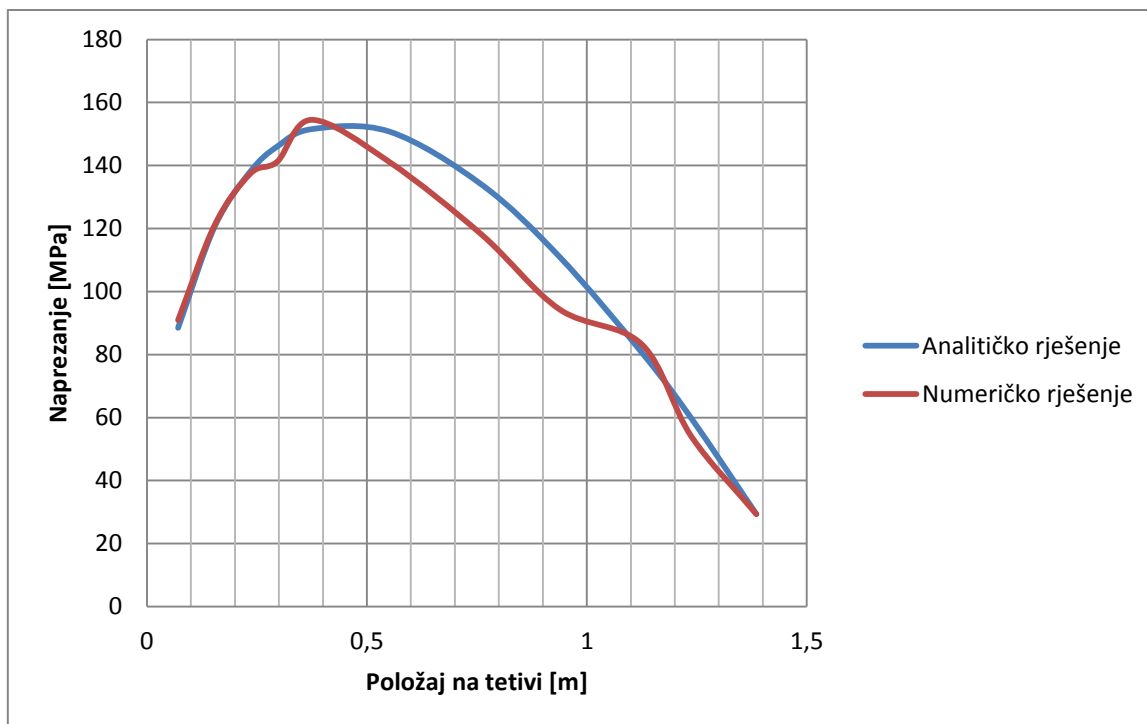


Slika 6.20. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (prednja ramenjača)

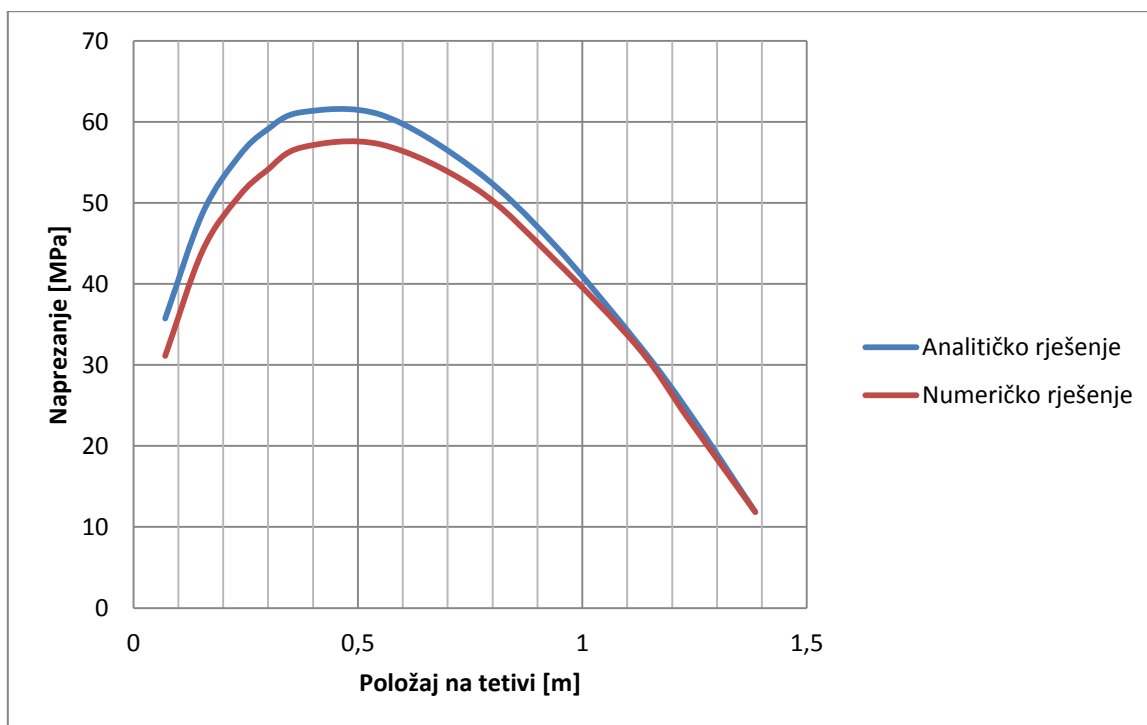


Slika 6.21. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (stražnja ramenjača)

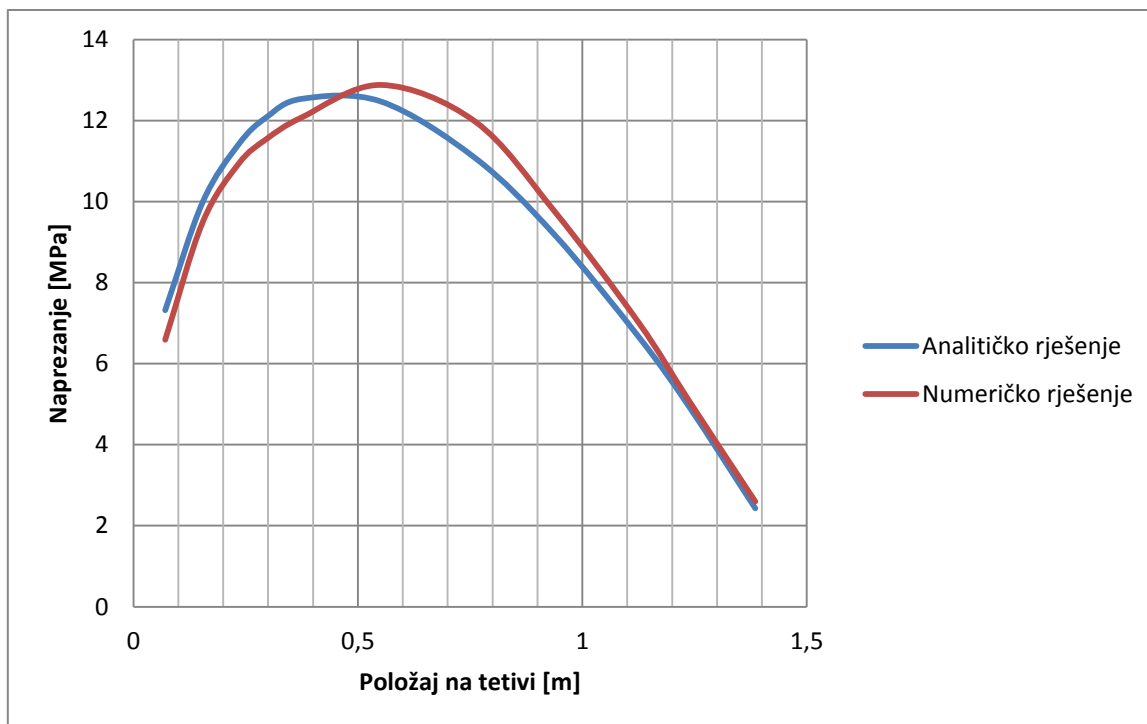
Možemo promatrati i raspodjelu naprezanja po duljini tetive. Slike 6.22. – 6.24. prikazuju naprezanja na donjaci za tri različita presjeka krila. Na slikama vidimo jednak karakter krivulja. Razlog većim odstupanjima na pojedinim uzdužnicama je lokalni gubitak stabilnosti.



Slika 6.22. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (korijen krila)



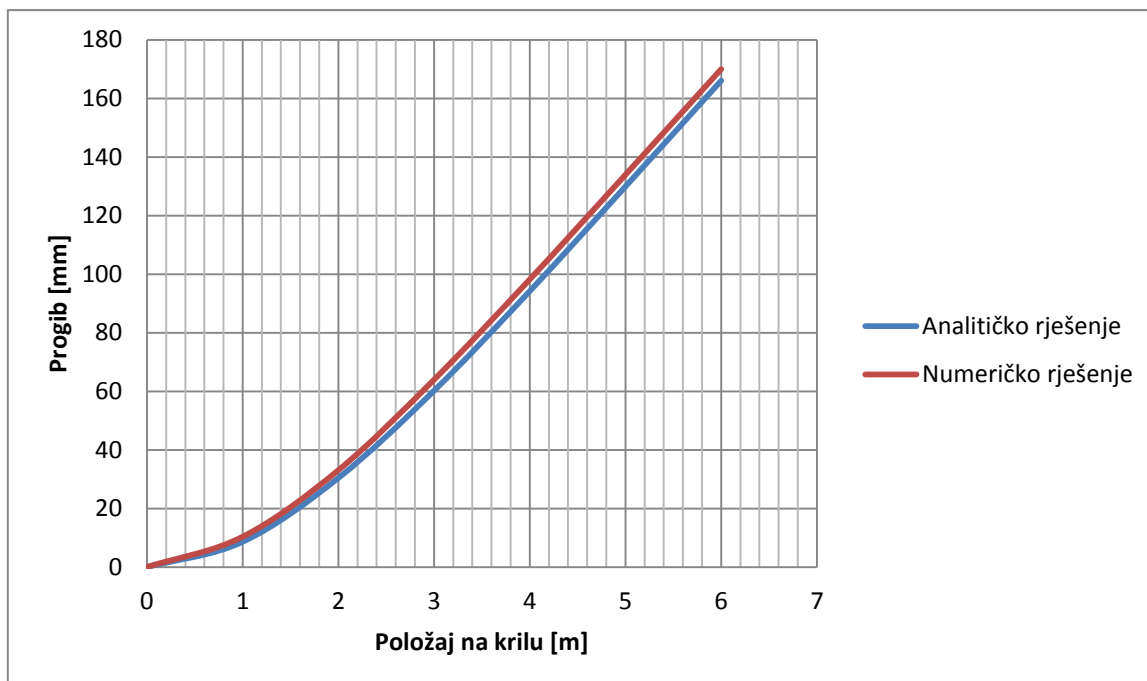
Slika 6.23. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (2 m od korijena)



Slika 6.24. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (4 m od korijena)

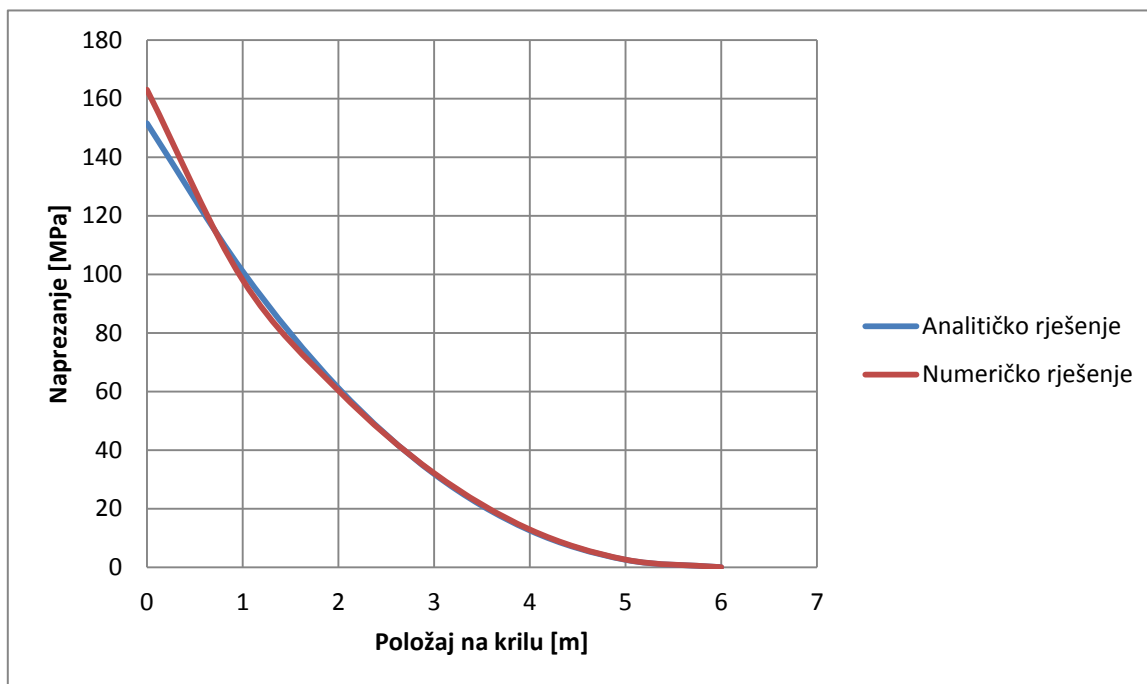
6.3.2. Metoda 2 (kompozitno krilo)

Slika 6.25. pokazuje da druga metoda za kompozitno krilo daje puno bolje rezultate progiba nego za aluminijsko. U ovom slučaju najveća razlika u rezultatima iznosi 2,3%.

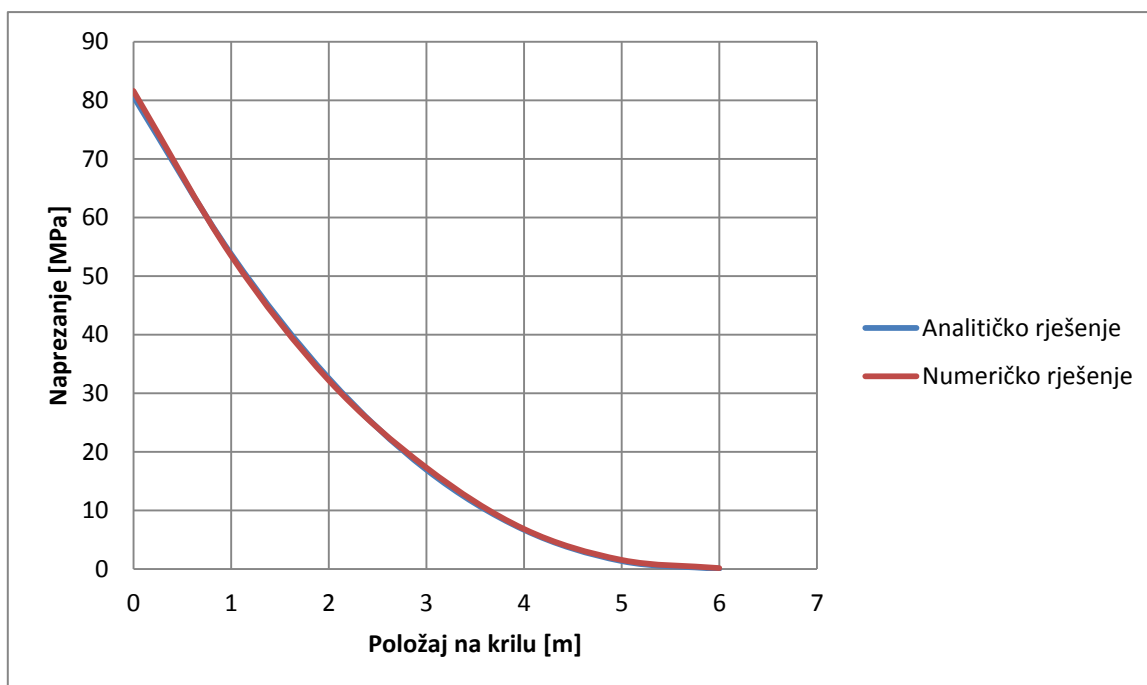


Slika 6.25. Usporedba rezultata progiba

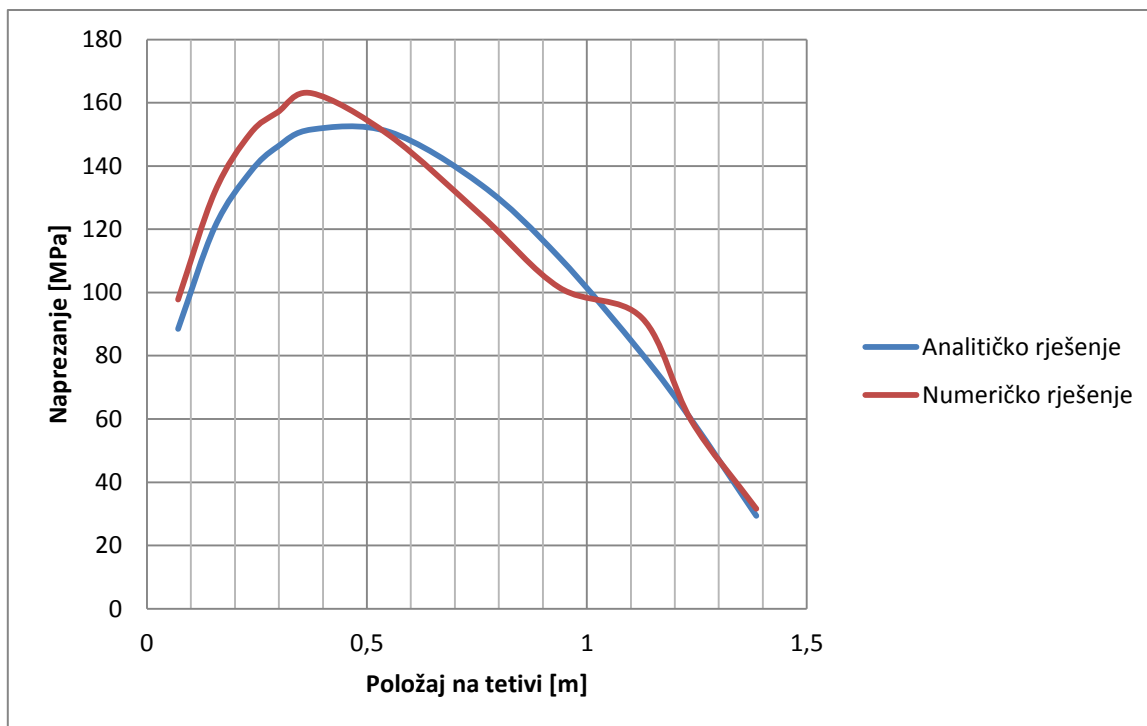
Karakteristika naprezanja po rasponu također je bolja za kompozitno krilo. Najveća je razlika u korijenu prednje ramenjače i iznosi 7,5%.



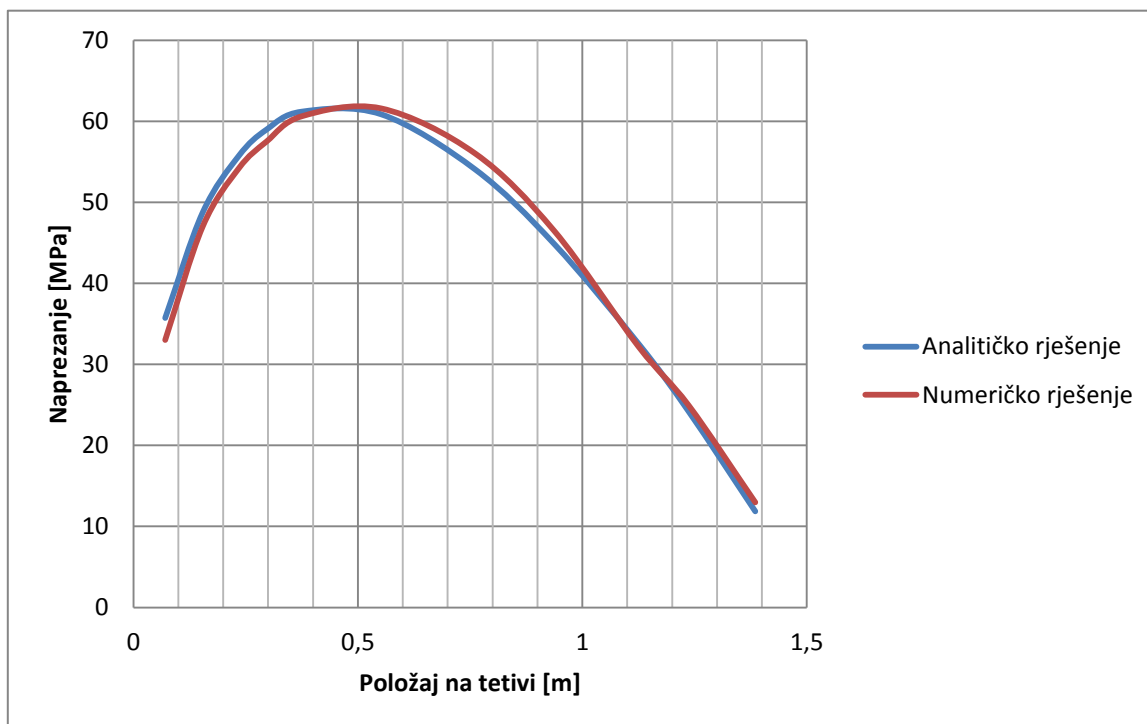
Slika 6.26. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (prednja ramenjača)



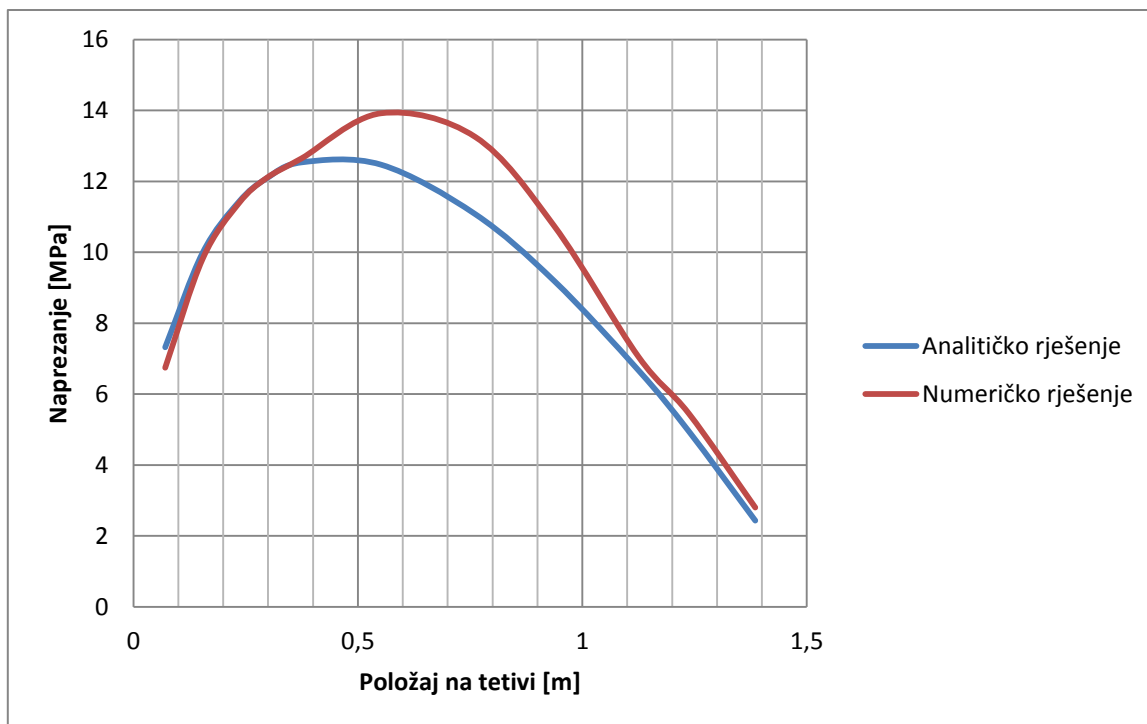
Slika 6.27. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (stražnja ramenjača)



Slika 6.28. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (korijen krila)



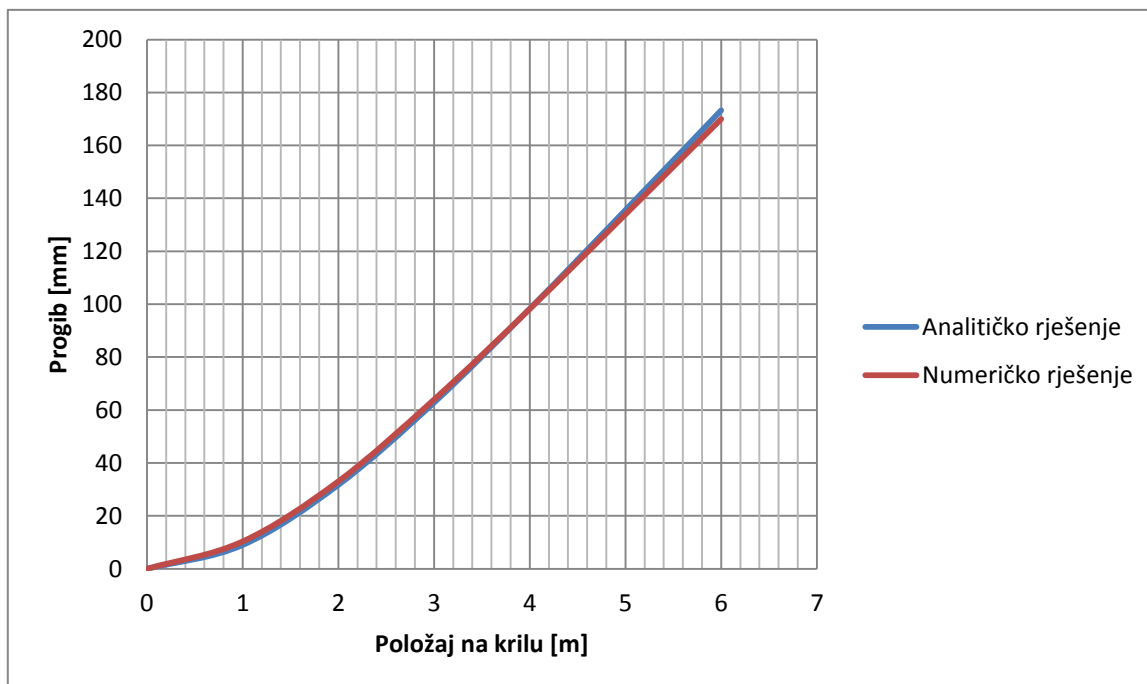
Slika 6.29. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (2 m od korijena)



Slika 6.30. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (4 m od korijena)

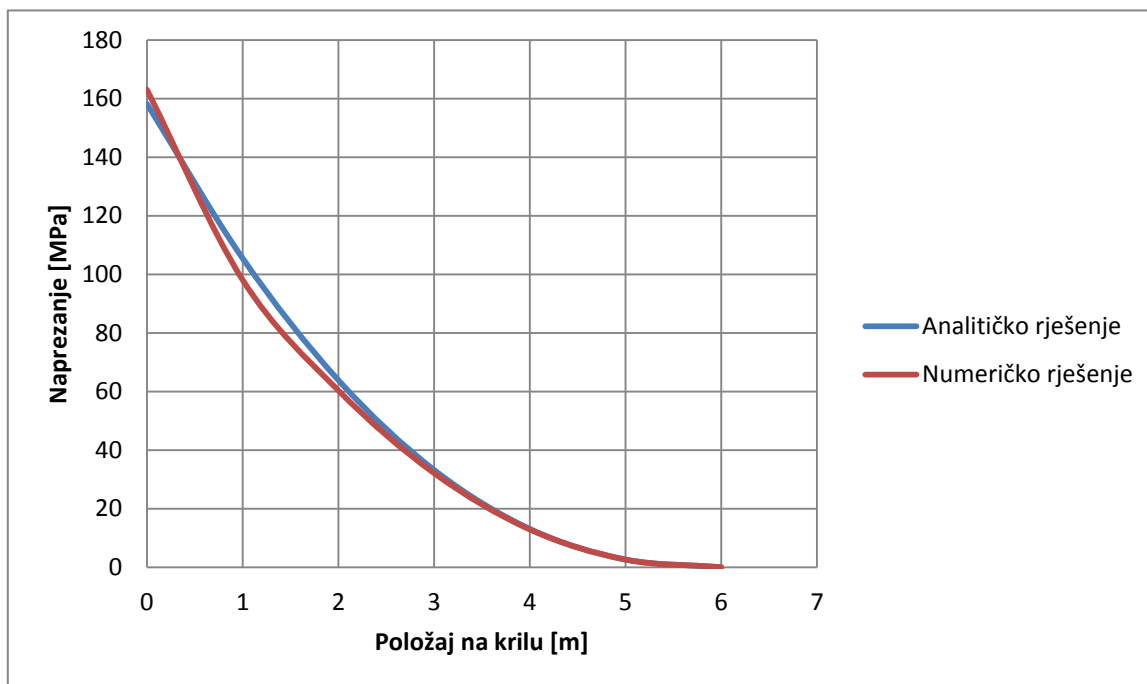
6.3.3. Metoda 3 (kompozitno krilo)

Treća metoda daje najbolje rezultate. Najveća razlika u progibu krila na vrhu iznosi 1,9%.

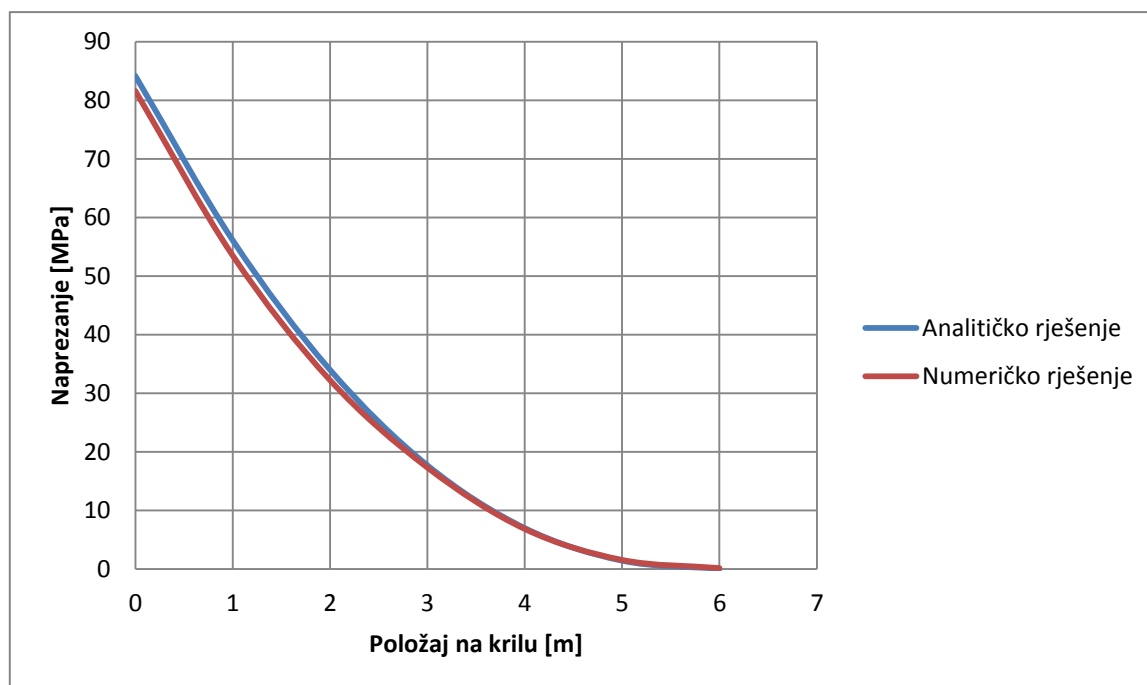


Slika 6.31. Usporedba rezultata progiba

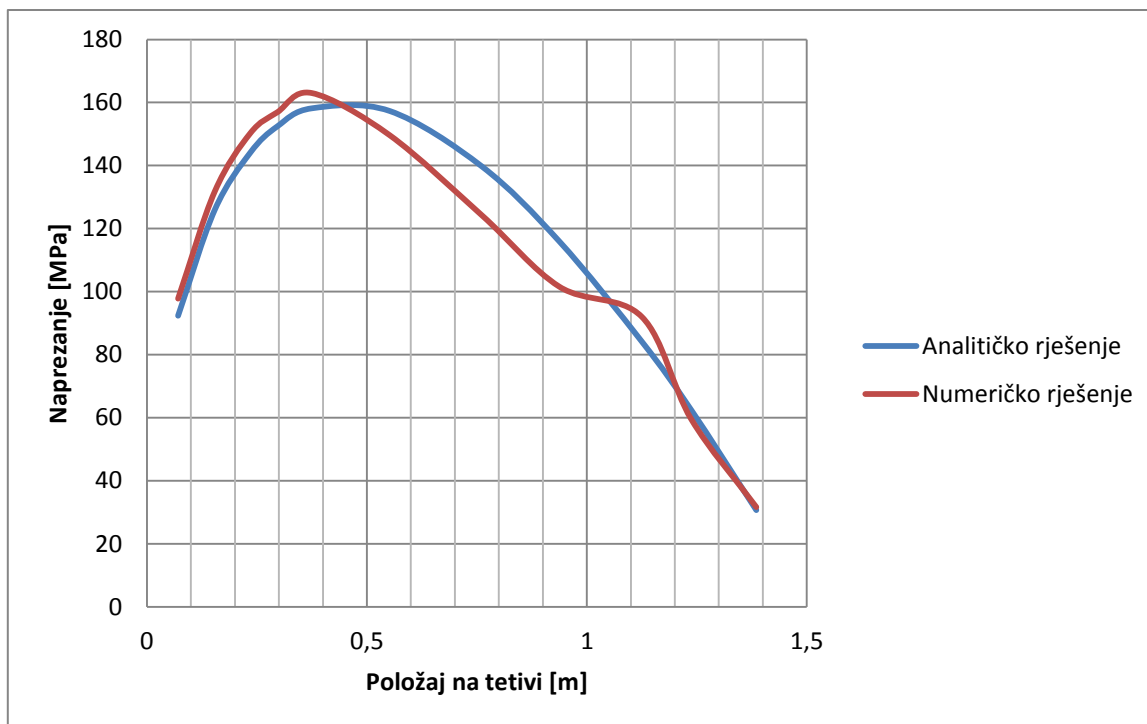
Slike 6.32. i 6.33. prikazuju raspodjelu normalnog naprezanja u smjeru raspona krila na spoju prednje i stražnje ramenjače sa donjakom. Najveća razlika rezultata iznosi 7%.



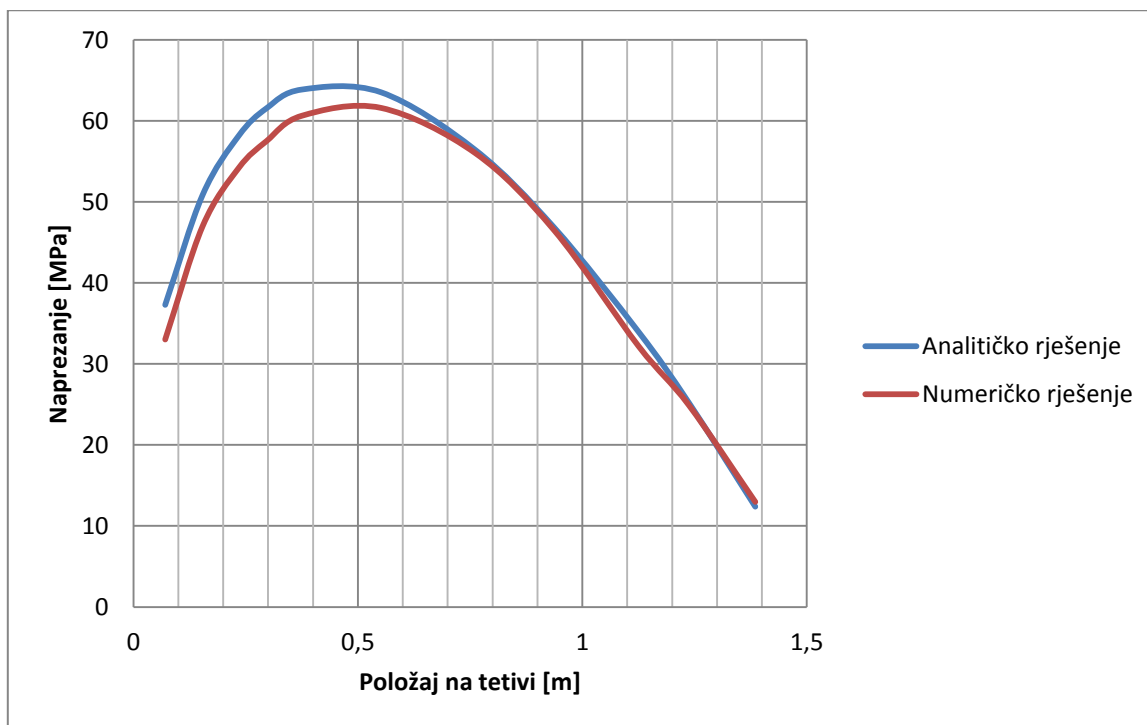
Slika 6.32. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (prednja ramenjača)



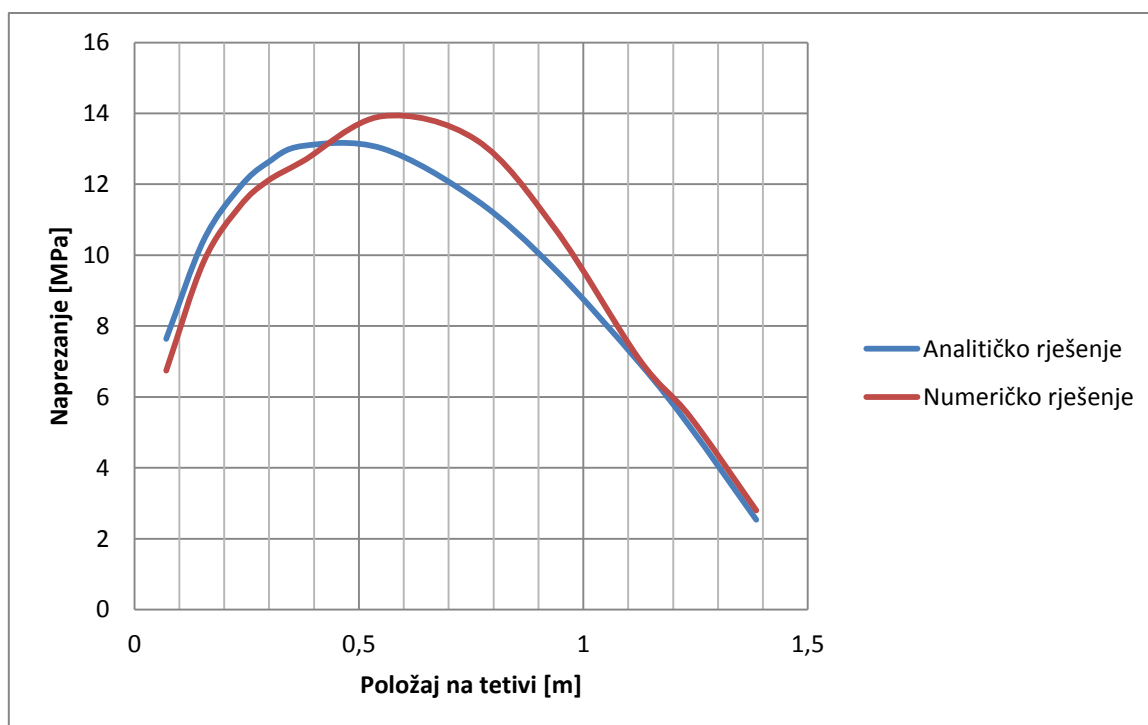
Slika 6.33. Raspodjela naprezanja u smjeru raspona krila (stražnja ramenjača)



Slika 6.34. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (korijen krila)



Slika 6.35. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (2 m od korijena)



Slika 6.36. Raspodjela naprezanja po duljini tetive na donjaci (4 m od korijena)

7. ZAKLJUČAK

Pri izradi ovog diplomskog rada pokušalo se naći jednostavan način provjere rezultata numeričke analize u računanju odziva konstrukcije krila aviona pri jednostavnom opterećenju. Razrađene su tri analitičke metode u kojima se može provjeravati jednostavna geometrija radi brze preliminarne provjere ili model može biti složeniji radi točnijih rezultata.

Pri tome se misli prvenstveno na geometriju krila, kod koje se u prikazanom slučaju radi o jednostavnom, pravokutnom krilu sa simetričnim aeroprofilom. Također, sve uzdužnice bile su jednakih dimenzija i svojstava materijala. Obradene metode dozvoljavaju poprečne presjeke krila proizvoljnih oblika, uzdužnice različitih dimenzija i oblika presjeka i oplatu kojoj debljina nije konstantna po čitavom njenom volumenu. Isto tako, svaki element konstrukcije može biti napravljen od kompozita različitih orijentacija slojeva ili od potpuno različitih materijala.

U ovom radu korišteno je jednostavno, pravokutno krilo sa simetričnim aeroprofilom. Također je pretpostavljena jednolika debljina oplata po čitavom krilu, kao i jednaka debljina strukova uzdužnica i ramenjača. Razlog tome je bio lakše uočavanje i uklanjanje eventualnih grešaka u kôdu.

Pri izradi rada započelo se sa metodom opisanom u [2], koja se primjenjuje samo za konstrukcije izgrađene od izotropnih materijala. Iako je metoda 1 pokazala najslabije rezultate, ona se ipak može upotrebljavati, jer je najveća razlika u progibu krila bila 6,3%, a kod normalnog naprezanja u smjeru raspona krila 10%. Ovdje treba uzeti u obzir da numerička analiza pokazuje na nekim mjestima lokalne gubitke stabilnosti uzdužnica, što utječe na rezultate.

Druga metoda napravljena je kao kombinacija prve i metode opisane u [1]. Radi se o tome da se odvojeno računaju savojne krutosti oplata i uzdužnica, te se na kraju zbrajaju. Ova metoda može se koristiti za izotropne i kompozitne materijale, pri čemu za izotropne materijale daje jednake rezultate kao prva metoda, dok su za kompozitne materijale rezultati sličniji numeričkima. Tako je najveće razlika u rezultatima progiba krila 2,3%, a kod naprezanja 7,5%.

Pri izradi diplomskog rada otkrivena je greška u programu Abaqus, zbog koje su rezultati za kompozitno krilo dobiveni numeričkom analizom bili neusporedivi sa analitičkim metodama. Razlika je bila preko 95%. Problem pri provođenju analize koji uzrokuje kriva

orijentacija slojeva kompozita riješen je tako da se definira pomoćni koordinatni sustav, koji se uzima kao referentan.

U istraživanju opisanog problema i sumnje u točnost analitičke metode razvijena je treća metoda. Ona se temelji isključivo na teoriji ukružene tankostijene grede, opisanoj u [1]. U ovom slučaju, uz računanje aksijalne krutosti uzdužnica, oplata se podijeli u niz tankih pravokutnih greda, čija se aksijalna krutost dodaje ono od uzdužnica. Pokazalo se da ova metoda daje najbolje rezultate. Najveća razlika u progibu je 1,9%, a kod normalnih naprezanja u smjeru raspona krila 7%.

Na krilu konstantnog presjeka njegove aksijalne i savojne krutosti konstantne su po čitavom njegovom rasponu. U suprotnom trebalo bi odrediti funkcije ovisnosti krutosti o položaju na krilu i onda pomoću njih računati funkciju progiba i naprezanja. U nekim budućim radovima bilo bi zanimljivo vidjeti primjenu opisanih metoda na trapeznom, uvijenom, ili krilu sa strijelom.

8. LITERATURA

- [1] Kollár, L. P., Springer, G. S.: *Mechanics of Composite Structures*, Cambridge University Press, New York, 2003.
- [2] Megson, T.H.G.: *Aircraft Structures for Engineering Students*, Elsevier Ltd., Oxford, 2007.
- [3] Alfirević, I.: *Nauka o čvrstoći I*, Tehnička knjiga d.d., Zagreb, 1995.
- [4] Sorić, J.: *Metoda konačnih elemenata*, Golden Marketing – Tehnička knjiga, Zagreb, 2004.
- [5] *Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*, Guidelines for XFLR5 v6.03, 2011.
- [6] Čobanov, M.: *Diplomski rad*, Zagreb, 2012.
- [7] *Metalic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures MIL-HDBK-5J*, Department of Defense Handbook, Atlantic City, 2003.
- [8] Kraut, B.: *Strojarski priručnik*, Axiom d.o.o., Zagreb, 1997.
- [9] Smojver, I.: *Mehanika kompozitnih materijala*, Zagreb, ver. 06/2007.